Em Órbita

Vol. 5 - N.º 53 – Março / Abril de 2005
(edição mensal)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

©2005 ESA - CNES- ARIANESPACE / Photo Service Optique Vidéo CSG

Índice

Voo espacial tripulado
- **Estatísticas** 3

Lançamentos orbitais – Fevereiro de 2004 4
- **8K82M Proton-M Breeze-M (53509) – AMC-12** 4
- **Atlas-3B (AC-206) – NOSS-3-F3** 10
- **Ariane-5ECA (V164) – XTAR-EUR; Sloshsat-FLEVO** 21
- **H-2A/2022 (F7) – Himawari-6** 27
- **11A511U Soyuz-U (093) – Progress M-52** 33

Lançamentos orbitais – Março de 2004 39
- **11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-18) – XM-3** 40
- **Atlas-5/431 (AV-004) – Inmarsat 4-F1** 44
- **8K82K Proton-K DM-2M (410-09) – Ekspress-AM2** 54

Quadro de lançamentos recentes 59
Próximos lançamentos tripulados 60
Lançamentos suborbitais 63
- **M-45 (MSBS n.º 35)** 63
- **Polaris-A3/Orbus-1 (STARS)** 63
- **Haft-6 'Shaheen-2'** 63

Cronologia da Astronáutica (XXII) 64
Explicação dos termos técnicos 66

No próximo Em Órbita

- "*O Futuro do Programa Espacial Chinês*" por Chen Lan uma tradução em exclusivo para português no *Em Órbita*;

- Janela para o Futuro "*O Jogo dos Deuses*", uma nova história de ficção-científica por Jorge Candeias;

- Missões Espaciais Tripuladas "*Soyuz TMA-5 / Eneide*";

- Lançamentos orbitais em Abril e Maio de 2005

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal.

Versão *web* editada por José Roberto Costa (http://www.zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Harro Zimer e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
BRAGA
PORTUGAL

00 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Na Capa: A 12 de Fevereiro de 2005 o foguetão europeu Ariane-5ECA colocava em órbita os satélites XTAR-EUR e Sloshsat-FLEVO, dissipando assim a imagem de fracasso da sua primeira missão.

Pelo fim das touradas

Surpreendentemente, em pleno século XXI as touradas persistem em diferentes países, para vergonha de todos aqueles que dizem que vivemos num mundo evoluído e civilizado.

Estes espectáculos bárbaros mais não são que uma reminiscência da Idade Média.

No entanto, os mesmos continuam a existir devido aos poderosos *lobbies* que os apoiam. Estes *lobbies* mantêm este negócio sangrento por puro lucro, á custa da tortura, sofrimento e morte dos animais. Estes *lobbies* têm o apoio de governos nacionais e locais, recebem apoio financeiro de empresas que pretendem promover os seus produtos como tendo um "sabor cultural" e recebem também a promoção dada pelas chamadas revistas mundanas que gostam de mostrar aquilo a que eles chamam pomposamente de gente bonita, que assiste á tortura dos animais. Apesar do decréscimo do público nos últimos anos (sondagens de opinião demonstram que a grande maioria dos cidadãos em todo o mundo é contra estes espectáculos), esta minoria continua a enriquecer torturando touros e cavalos. São bem conhecidas as várias tentativas de expandir o seu sangrento e sujo negócio para outros países. Touradas de beneficência para angariar fundos para crianças de países do terceiro mundo, para angariar fundos para doenças incuráveis, etc., são outras tentativas de tentar dar a este espectáculo de tortura um ar de respeitabilidade. Se isto não fosse suficiente, também a Igreja Católica não condena estes espectáculos, pelo contrário, é comum que as touradas sejam feitas em honra de santos e com a benesse dos membros do clérigo.

Não há justificação moral para recusar ter em consideração o sofrimento de um ser, seja ele animal humano ou animal não humano. Os animais são seres sensíveis que experimentam alegria, felicidade, medo e dor do mesmo modo que os animais humanos. Ninguém tem o direito de os fazer sofrer para diversão. Se qualquer tortura infligida a um animal merece ser condenada, as touradas são a pior forma de tortura uma vez que são feitas em nome do entretenimento. Temos que acabar com toda a tortura praticada sobre os animais e terminar de uma vez por todas com estes espectáculos de brutalidade e violência. Quem tortura animais e lhes inflige sofrimento mais tarde ou mais cedo fará o mesmo com o seu semelhante.

"Não interessa se eles podem raciocinar; não interessa se eles podem falar; o que interessa é se podem SOFRER." Jeremy Bentham.

Texto retirado de http://www.iwab.org/mainpageintropor.html

Voo espacial tripulado

Estatísticas

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral. A secção será actualizada todos os meses à medida que vão tendo lugar os diferentes voo espaciais tripulados e à medida que decorre a permanência das diferentes expedições na ISS. Os valores incluem os voos do X-15 e da SpaceShipOne. **Estes dados não estão actualizados com os membros da Soyuz TMA-6.**

Os 10 mais experientes

Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 09m 36s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 36s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	624d 09h 21m 36s
Alexander Yurievich Kaleri	610d 03h 40m 59s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 01h 48m 00s
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov	437d 16h 48m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	379d 14h 24m 00s
Musa Khiramanovich Manarov	365d 21h 36m 00s
Vladimir Georgievich Titov	365d 21h 36m 00s
Yuri Viktorovich Romanenko	326d 12h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	311d 19h 12m 00s
Valeri Vladimirovich Polyakov	240d 21h 36m 00s
Leonid Denisovich Kizim	237d 00h 00m 00s
Vladimir Alexeievich Solovyov	237d 00h 00m 00s
Oleg Yurievich Atkov	237d 00h 00m 00s

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	77h 41m 00s
Jerry Lynn Ross	58h 27m 00s
Steven Lee Smith	49h 34m 00s
Nikolai Mikhailovich Budarin	46h 14m 00s
Yuri Ivanovich Onufriyenko	43h 14m 00s
Talgat Amangeldyevich Musabayev	43h 02m 00s
James Hansen Newman	42h 24m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	41h 59m 00s
Victor Mikhailovich Afanasyev	38h 33m 00s
Vladimir Nikolaievich Dezhurov	37h 56m 00s

Astronautas com maior número de voos

Jerry Lynn Ross	7
Franklin R. Los Angeles Chang-Diaz	7
John Watts Young	6
Curtis Lee Brown, Jr.	6
James Donald Wetherbee	6
Collin Michael Foale	6

Cosmonautas e Astronautas

Segundo a FAI	436
Segundo a USAF	442
Cosmonautas e Astronautas em órbita	434

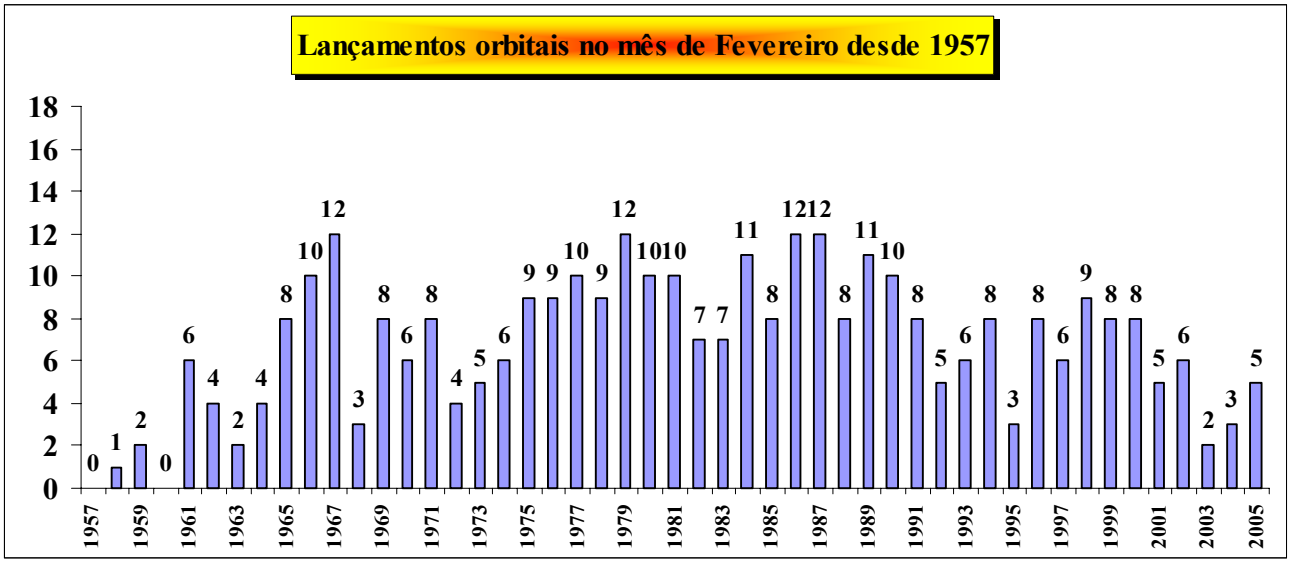
Número de cosmonautas e astronautas por país (segundo a definição da Federação Astronáutica Internacional)

URSS/Rússia	99	Cuba	1	México	1	Itália	4
EUA	275	Mongólia	1	Síria	1	Ucrânia	1
Checoslováquia	1	Roménia	1	Afeganistão	1	Espanha	1
Polónia	1	França	9	Japão	5	Eslováquia	1
Alemanha	10	Índia	1	Inglaterra	1	África do Sul	1
Bulgária	2	Canadá	8	Áustria	1	Israel	1
Hungria	1	Arábia Saudita	1	Bélgica	2	China	1
Vietname	1	Holanda	2	Suíça	1	TOTAL	437

Lançamentos Orbitais

Fevereiro de 2005

Em Fevereiro de 2005 registaram-se 5 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 8 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 28 de Fevereiro foram realizados 4.370 lançamentos orbitais, 334 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 7,643% do total e a uma média de 6,958 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (431 lançamentos que correspondem a 9,863% do total), sendo o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (270 lançamentos que correspondem a 6,178% do total).



3 de Fevereiro – 8K82M Proton-M Breeze-M (53509/88511)

AMC-12 (Worldsat-2)

O primeiro lançamento orbital levado a cabo em Fevereiro de 2005 teve lugar no dia 3 quando um foguetão 8K82M Proton-M equipado com um estágio superior Breeze-M colocou em órbita o satélite AMC-12 (AMeriCom-12). Este foi o primeiro lançamento de um foguetão Proton em 2005 dando assim início a um ano de actividade para esta família de lançadores russos operados pela ILS (*International Launch Systems*) e pela empresa Khrunichev.

O AMC-12

Originalmente conhecido pela designação Worldsat-2[1], o satélite de comunicações AMC-12 foi construído pela empresa *Alcatel Space*[2] em Cannes e é baseado na plataforma Spacebus4000C3. O AMC-12 foi o primeiro satélite a beneficiar de um conjunto de tecnologias implementadas pelos satélites de comunicações em órbitas geostacionárias baseados na plataforma Spacebus4000. Esta plataforma é o resultado de mais de 20 anos de desenvolvimento contínuo tendo como principal objectivo a fiabilidade do veículo em órbita. A plataforma Spacebus4000 permite á *Alcatel Space* expandir as suas opções de soluções para satisfazes todas as demandas dos seus clientes que esperam satélites cada vez mais potentes até um peso de seis toneladas métricas e capazes de dispor de 16 kW de potência com 120 repetidores a bordo. Ao mesmo tempo, necessitam de veículos mais flexíveis e capazes de levar a cabo uma variedade de missões. Para garantir a compatibilidade com uma performance de alta potência, a Alcatel Space desenvolveu uma nova geração de sistemas aviónicos (Avionics 4000). Este sistema é flexível, modular e totalmente integrável com um computador central, sendo o primeiro a lançar um sistema AOCS (*Attitude and Orbit Control System*) com um detector

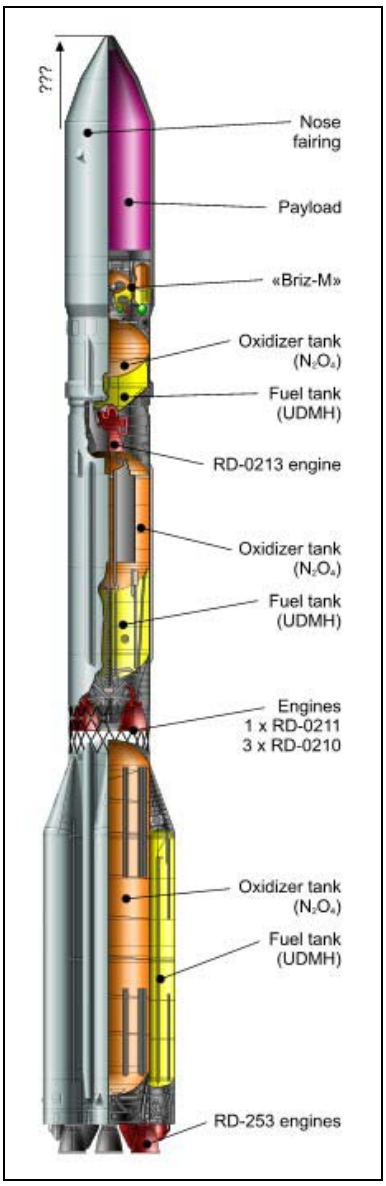
[1] A empresa Worldsat foi incorporada na empresa SES AMERICON que agora opera os satélites AAP-1 (Worldsat-1) e AMC-12 (Worldsat-2). O satélite AMC-12 é conhecido pela designação ASTRA-4A na Europa, Oriente Médio e África, e pela designação Star One C-12 no Brasil.

[2] A *Alcatel Space* é uma subsidiária da *Alcatel* e é líder global na construção de satélites. Desenvolvendo uma vasta experiência na construção de veículos civis e militares, a *Alcatel Space* desenvolve sistemas completos de soluções para telecomunicações, navegação, sistemas ambientais e sistemas de gerência de risco, sistemas de radar e de observação óptica, além de satélites meteorológicos e científicos. É também o líder europeu no desenvolvimento de sistemas no solo para observação terrestre, meteorologia e sistemas de navegação, bem como sistemas de operação espacial. *Alcatel Space*: www.alcatel.com/space.

estelar incorporado para ser utilizado na órbita geossíncrona. O Spacebus4000 foi desenhado para acomodar os serviços de comunicações do amanhã, tais como a televisão de alta definição e os serviços de multimédia de banda larga.

O AMC-12 permite uma operação simultânea de 72 canais em banda-C. A empresa SES Astra comprou 24 repetidores no AMC-12 que os irá comercializar no mercado africano com a designação ASTRA-4A. A capacidade substancial do satélite irá também proporcionar soluções de comunicações fiáveis e de custos reduzidos para uma grande variedade de utilizadores, incluindo serviços de televisão, televisão por cabo, serviços de Internet, agências governamentais, instituições educacionais, transportadores e redes privadas.

O AMC-12 opera na órbita geossíncrona a 37.5º longitude Oeste permitindo-lhe cobrir a América do Norte, as Caraíbas, a América do Sul, Europa e África. O satélite tinha uma massa de 4.974 kg no lançamento.



Proton-M, evolução

Tal como o 8K82K Proton-K, o 8K82M Proton-M é um lançador a três estágios podendo ser equipado com um estágio superior Breeze-M ou então utilizar os usuais estágios Block-DM. As modificações introduzidas no Proton incluem um novo sistema avançado de aviónicos e uma ogiva com o dobro do volume em relação ao 8K82K Proton-K, permitindo assim o transporte de satélites maiores. Em geral este lançador equipado com o estágio Breeze-M, construído também pela empresa *Khrunichev*, é mais poderoso em 20% e tem maior capacidade de carga do que a versão anterior equipada com os estágios Block DM construídos pela *RKK Energiya*.

O 8K82M Proton-M Breeze-M em geral tem um comprimento de 53,0 metros, um diâmetro de 7,4 metros e um peso de 712.800 kg. É capaz de colocar uma carga de 21.000 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou 2.920 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.580 kgf. O Proton-M é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, tal como o Breeze-M.

Esta sequência de imagens mostra as diferentes fases de colocação do satélite de comunicações AMC-12 no interior da ogiva de protecção do seu lançador no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagens: ILS.

O primeiro estágio Proton KM-1 tem um peso bruto de 450.400 kg, pesando 31.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.074.000 kgf no vácuo, tendo um Ies de 317 s (o seu Ies-nm é de 285 s) e um Tq de 108 s. Este estágio tem um comprimento de 21,0 metros e um diâmetro de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (14D14) e cada um tem um peso de 1.300 kg e desenvolvem 178.000 kgf (em

vácuo), tem um Ies de 317 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 108 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

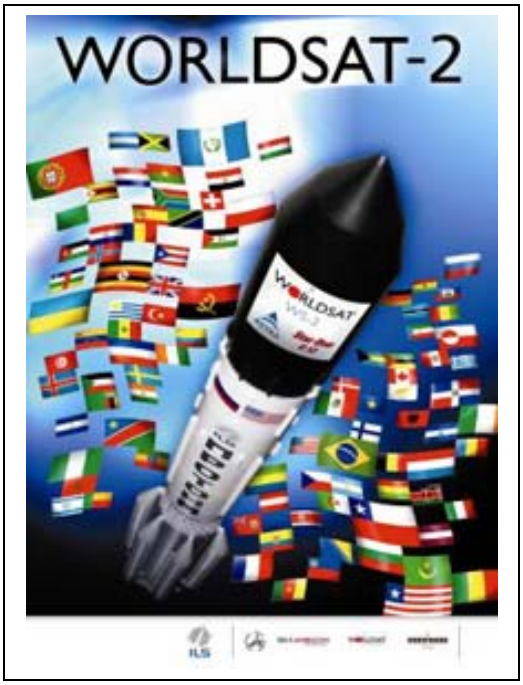
O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

O quarto estágio, Breeze-M, tem um peso bruto de 22.170 kg e uma massa de 2.370 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 2.000 kgf, tendo um Ies de 326 s e um Tq de 3.000 s. Tem um diâmetro de 2,5 metros, uma envergadura de 1,1 metros e um comprimento de 2,6 metros. Está equipado com um motor S5.98M (também designado 14D30). O S5.98M tem um peso de 95 kg e desenvolve 2.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 326 s e um Tq de 3.200 s. O motor tem uma consome N_2O_4/UDMH.

O primeiro lançamento do 8K82M Proton-M Breeze-M teve lugar a 5 de Julho de 1999, quando o veículo 389-01 tentou colocou em órbita o satélite de comunicações Gran' n.º 45 (1999-F02), a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R). O primeiro lançamento com sucesso teve lugar a 6 de Junho de 2000 (0259:00UTC) quando o veículo 392-01 colocou em órbita o satélite de comunicações Gorizont-31 (26372 2000-29A) a partir do Cosmódromo GIK-5 Baikonur (LC81 PU-24 / LC81R).

A seguinte tabela indica os cinco primeiros lançamentos orbitais do 8K82M Proton-M Breeze-M.

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
7-Abr-01	2001-014	53501 / 88503	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Ekran-M 18 (26736 2001-014A)
29-Dez-02	2002-062	53502 / ?????	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	Nimiq-2 (27632 2002-062A)
15-Mar-04	2004-008	53503 / 88507	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	W3A (28187 2004-008A)
16-Jun-04	2004-022	53506 / 88509	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Intelsat 10-02 (28358 2004-022A)
4-Ago-04	2004-031	53507 / 88508	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	Amazonas (28393 2004-031A)
14-Out-04	2004-041	535/08 / 88510	GIK-5 Baikonur	LC200 PU-39	AMC-15 (28445 2004-041A)
3-Fev-05	2005-003	535-09 / 88511	GIK-5 Baikonur	LC81 PU-24	AMC-12 (28537 2005-003A)



Lançamento do AMC-12

A 3 de Setembro de 2004 a Alcatel Space anunciava[3] que o então designado satélite Worldsat-2 se encontrava na fase final de processamento em Cannes em preparação para a sua transferência para o Cosmódromo GIK-5 Baikonur no Cazaquistão. Os preparativos finais para o lançamento em Baikonur tiveram início a 6 de Janeiro com uma equipa de técnicos americanos a executarem testes autónomos ao satélite AMC-12 que havia sido transportado para o cosmódromo em finais de Dezembro de 2004. Um apontamento noticioso da agência Interfax[4] referia que os preparativos com o lançador 8K82M Proton-M Breeze-M seriam retomados após concluídas as festividades do ano. Os testes autónomos com o AMC-12 seriam finalizados a 12 de Janeiro, dia em que tiveram início os procedimentos para o abastecimento do satélite e da sua unidade de propulsão.

A 16 de Janeiro teve início o abastecimento do estágio superior Breeze-M que foi finalizado no dia seguinte. O abastecimento do Breeze-M teve lugar na Área 31 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, sendo posteriormente transportado para a Área 92-50 onde foi acoplado ao satélite AMC-12 que havia sido submetido a testes eléctricos. O conjunto Breeze-M / AMC-12 foi acoplado aos estágios inferiores do foguetão 8K82M Proton-M a 26 de Janeiro, sendo no dia seguinte transportado para a estação de abastecimento.

No dia 29 de Janeiro teve lugar a reunião da Comissão Técnica e Governamental que decidiu prosseguir com o transporte do lançador para a plataforma de lançamento. A 30 de Janeiro o foguetão 8K82M Proton-M Breeze-M (53509 / 88511) foi transportado desde o seu edifício de integração e montagem para a Plataforma de Lançamento PU-24 do Complexo de Lançamento LC81. O veículo abandonou as instalações de integração e montagem às 0130UTC, tendo sido colocado sobre a plataforma de lançamento às 0430UTC. No dia 1 de Fevereiro foi levada a cabo uma simulação do abastecimento do lançador (0900UTC) e às 1600UTC procedeu-se a uma análise dos sinais de telemetria enviados pelo veículo. Esta análise foi repetida às 2101UTC.

Pelas 0430UTC do dia 2 de Fevereiro deu-se mais uma reunião da Comissão Técnica e Governamental que decidiu prosseguir com o abastecimento do foguetão 8K82M Proton-M Breeze-M. O Início do abastecimento de oxidante teve lugar às 1558UTC e o início do abastecimento de combustível teve lugar 1750UTC.

[3] "***Alcatel prepares Worldsat 2 communications satellite for launch from Baikonur Cosmodrome in Kazakhstan***", http://www.home.alcatel.com/vpr.nsf/DateKey/03082004uk.

[4] "***Preparations for U. S. satellite launch underway ate Baikonur***", http://www2.interfax.ru/eng/news/politics/050106/81916/story.html

ПРОТОН-М

Às 0143UTC do dia 3 de Fevereiro o lançador encontrava-se pronto para o lançamento. O início da sequência de ignição dos motores do primeiro estágio do foguetão 8K82M Proton-M Breeze-M (53509 / 88511) teve lugar às 0527_29,500UTC, atingindo 40% da potência total às 0527:30,400UTC. O primeiro estágio atingia 100% da potência total às 0527:31,100UTC, abandonando a plataforma de lançamento às 0527:32,000UTC. A zona de máxima pressão dinâmica era alcançada às 0528:38,000UTC e a separação do primeiro estágio tinha lugar às 0529:35,370UTC. O primeiro estágio acabou por cair na Zona n.º 25 do Distrito de Karaganda, Cazaquistão. Ainda antes da separação do primeiro estágio tinha lugar a ignição do segundo estágio que terminou às 0533:02,870UTC. O segundo estágio impactou na Zona n.º 310 do Distrito de Altay (República de Altay – Rússia) e Distrito de Cazaquistão-Este, Cazaquistão. A separação da ogiva de protecção do satélite AMC-12 teve lugar às 0533:16,770UTC. O final da queima do terceiro estágio teve lugar às 0537:04,710UTC. O terceiro estágio acabou por cair no Oceano Atlântico.

A primeira ignição do estágio Breeze-M (88511) teve lugar às 0538:47UTC e finalizou às 0546:39UTC. A segunda ignição teve lugar às 0635:54UTC e terminou às 0625:32UTC. A terceira ignição teve lugar às 0856:34UTC e foi finalizada às 0907:54UTC. A quarta ignição do Breeze-M iniciou-se às 0909:40UTC e terminou às 0914:56UTC. Finalmente a quinta e última ignição do Breeze-M teve início às 1416:22UTC e terminou às 1423:39UTC. A separação entre o satélite AMC-12 e o estágio Breeze-M (88511) ocorreu às 1446:52UTC.

A tabela seguinte[5] indica os parâmetros orbitais do satélite AMC-12 nos dias após a sua colocação em órbita:

Data	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inc. Orbital (º)	Período Orbital (min.)
03 Fev.	35.661	394	49,16	632,39
05 Fev.	35.632	6.437	18,43	752,81
09 Fev.	35.608	28.599	1,74	1252,10
11 Fev.	35.849	35.599	0,00	1432,91
15 Fev.	35.851	35.725	0,03	1436,17
17 Mar.	35.767	35.630	0,03	1431,59
18 Mar.	35.661	35.639	0,03	1429,14
11 Abr.	35.792	35.781	0,09	1436,10

Após entrar em órbita terrestre o satélite AMC-12 recebeu a designação internacional 2004-003A e o número de catálogo orbital 28526. Para os restantes objectos em órbita resultantes deste lançamento ver "Outros objectos catalogados".

Este foi o 4366º lançamento orbital desde Outubro de 1957, sendo o 2727º lançamento orbital da Rússia e o 1145º lançamento orbital levado a cabo desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

[5] Dados cedidos por Antonín Vitek (http://www.lib.cas.cz).

3 de Fevereiro – Atlas-3B (AC-206)

USA-181 NOSS-3-3; NOSS-3-3 Sub satélite

Com o lançamento da missão AC-206 do foguetão Atlas-3B, assistiu-se ao final de uma era no Cabo Canaveral. Este lançamento marcou o virar de uma página na história do Cabo Canaveral por duas razões. A primeira foi a última utilização do Complexo de Lançamentos 36 inaugurado em 1961, enquanto que a segunda deveu-se ao último voo de um foguetão Atlas da primeira geração.

Imagem aérea do Complexo 36 do Cabo Canaveral obtida em Janeiro de 1961. Imagem: "*The 45th Space Wing: It's Heritage, History & Honors 1950-2004*".

O Complexo de Lançamentos 36

O Complexo 36 foi construído para o desenvolvimento do programa de lançadores Atlas-Centaur, sendo operado pela NASA até finais dos anos 80. A zona foi construída e ocupada como uma única plataforma de lançamento, mas uma segunda plataforma (36B) foi construída entre Fevereiro de 1963 e Julho de 1964. O Complexo 36 assistiu a muitos lançamentos históricos, tais como as sondas Surveyor, Mariner, Pioneer, Intelsat-IV e Intelsat-V. Ainda sobre o controlo da NASA o Complexo 36 assistiu ao lançamento a 9 de Fevereiro de 1978 do primeiro satélite FLTSATCOM (*Fleet Satellite Communications*). Mais seis satélites desta série foram lançados desde o Complexo 36. Após o lançamento do FLTSATCOM F-8 em Setembro de 1989, o controlo do Complexo 36 foi transferido para a USAF e para a *General Dynamics* levarem a cabo operações espaciais comerciais e militares. O complexo foi modificado para assegurar os lançamentos dos foguetões Atlas-II Centaur e o primeiro destes veículos foi lançado desde a Plataforma 36B a 11 de Fevereiro de 1992. O último Atlas-2AS Centaur foi lançado desde a Plataforma 36A a 31 de Agosto de 2004, terminando o programa Atlas-II Centaur.

Com o intuito de testar a operacionalidade do motor russo RD-180 em lançadores americanos, a *Lockheed Martin* introduziu o programa do Atlas-III. O primeiro lançamento deste veículo teve lugar desde a Plataforma 36B a 24 de Maio de 2000. A empresa lançou o seu primeiro Atlas-3B Centaur desde a Plataforma 36B a 21 de Fevereiro de 2002.

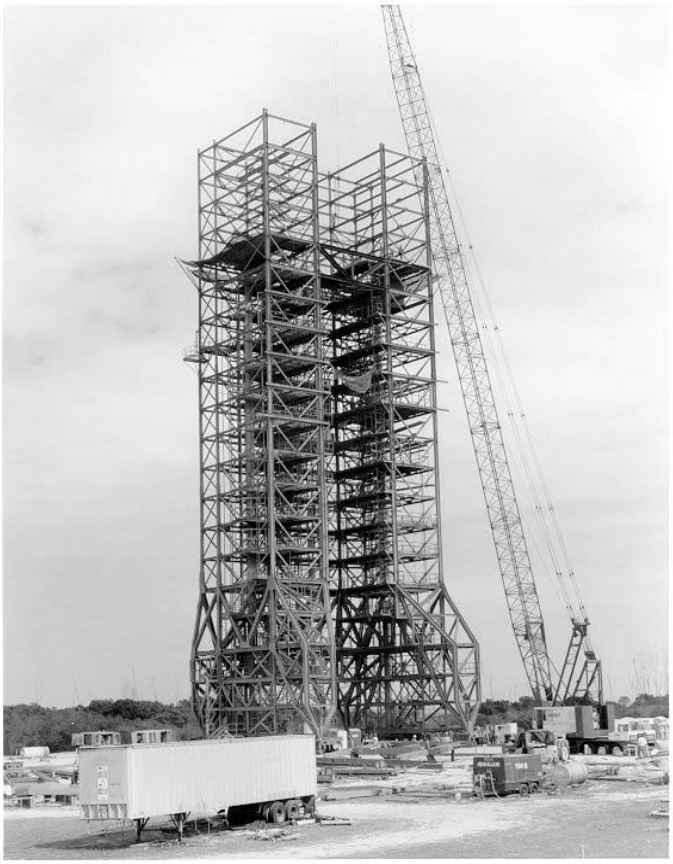
Segunda vida do Complexo 36

A 25 de Setembro de 1989 tem lugar o lançamento de um foguetão Atlas-G Centaur (AC-68 / Centaur D-1AR 5047G) a partir da Plataforma B do Complexo 36 do Cabo Canaveral. Este lançamento marcou a última actividade dirigida pela NASA neste complexo de lançamentos que desde então é controlado pela Força Aérea dos Estados Unidos e pela *General Dynamics* que se preparam para introduzir um novo lançador, o Atlas-II Centaur. No entanto, e antes de iniciar com os lançamentos do novo veículo, o Complexo 36 foi submetido a uma reformulação geral. Enquanto que a Plataforma 36A necessitava de uma nova torre umbilical, a Plataforma 36B necessitava de uma limpeza por areia e da colocação de uma camada

As suas plataformas do Complexo 36 do Cabo Canaveral em 1964. Imagem: "*The 45th Space Wing: It's Heritage, History & Honors 1950-2004*".

protectora anticorrosiva. Além disto, ambas as torres móveis de serviços das duas plataformas necessitavam de uma manutenção urgente.

O topo da torre móvel de serviço da Plataforma A foi seccionado acima do nível 16, sendo inserida uma secção com uma altura de 12,2 metros que consistia em quatro níveis de trabalho entre o nível 16 e o topo da torre. Foi adicionado um novo elevador no lado Este da torre e todos os serviços operacionais foram alargados a todos os níveis da torre. As reparações abrangeram também os guindastes, sistemas de tracção e plataformas de trabalho pneumáticas, condutas dos sistemas eléctricos e sistemas de águas. O tecto e as paredes da sala de controlo tiveram de ser reparados e os tanques de armazenamento a alta pressão, equipamento de segurança, bombas de propolente e compressores tiveram de ser verificados e reparados se necessário. Todos os sistemas de propolente e tanques de armazenamento tiveram de ser recertificados para cumprir os estritos requerimentos da USAF.



Construção da torre móvel de serviço do Complexo de Lançamentos 36 do Cabo Canaveral em Fevereiro de 1990. Imagem: *Patrick Air Force Base*.

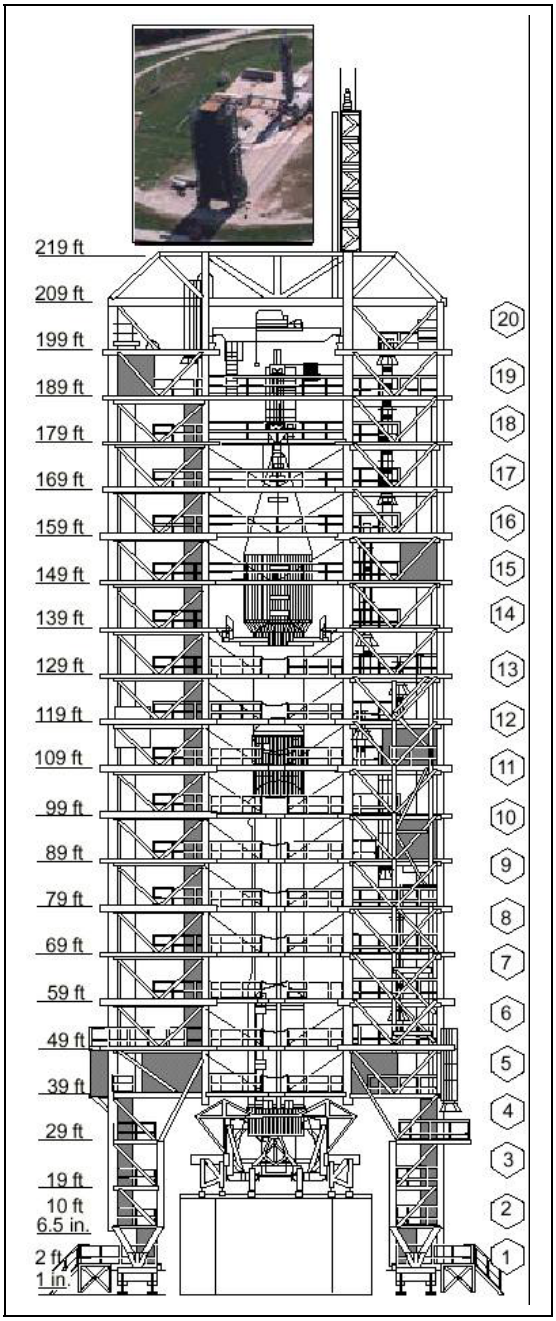
A 1 de Dezembro de 1988 foi atribuído a empresa *Bechtel* pela *General Dynamics* um contrato para construir uma torre umbilical para a Plataforma 36A. A *Bechtel* começou a remover a velha placa de cimento em Fevereiro de 1989 e os suportes para as fundações da torre foram colocados e testados em Junho de 1989. O cimento foi colocado na base da torre umbilical em Junho e a estrutura básica foi finalizada em Outubro desse mesmo ano. A nova torre umbilical foi finalizada em Fevereiro de 1990 sendo então entregue à *General Dynamics*. Entretanto, a limpeza primária da torre móvel de serviço da Plataforma 36A utilizando jactos de areia havia sido finalizada em Janeiro de 1990 e os trabalhos na nova secção da torre tiveram início a 29 de Janeiro de 1990. A estrutura básica estava finalizada em finais de Agosto e a extensão estava virtualmente completa em meados de Setembro. Os cálculos para a colocação das condutas de gás e as inspecções a todos os sistemas foram finalizadas entre Dezembro de 1990 e Fevereiro de 1991, no entanto a *General Dynamics* admitia que muitos outros sistemas não estariam completos a tempo do calendário estabelecido. Em finais de Setembro de 1991 existiam ainda problemas por resolver com o guindaste da Plataforma 36A, com o sistema de mobilidade da torre móvel de serviço, com o sistema de erecção da torre móvel de serviço e com o elevador do lado Este. Apesar de um ensaio WDR (*Wet Dress Rehersal*) ter sido levado a cabo com sucesso nos finais de Outubro de 1991, os técnicos de qualidade ainda questionavam os trabalhos da *Bechtel* a nível do controlo da corrosão nas plataformas e em outros aspectos do contrato.

O Complexo de Lançamentos 36 do Cabo Canaveral em Setembro de 1990. Imagem: *Patrick Air Force Base*.

Os problemas acabaram por ser quase todos resolvidos e em 17 de Março de 1992 é assinado o certificado de aceitação para a Plataforma 36ª, apesar de algumas excepções terem sido devidamente assinaladas. Entre as discrepâncias então notadas, o *Range Safety*

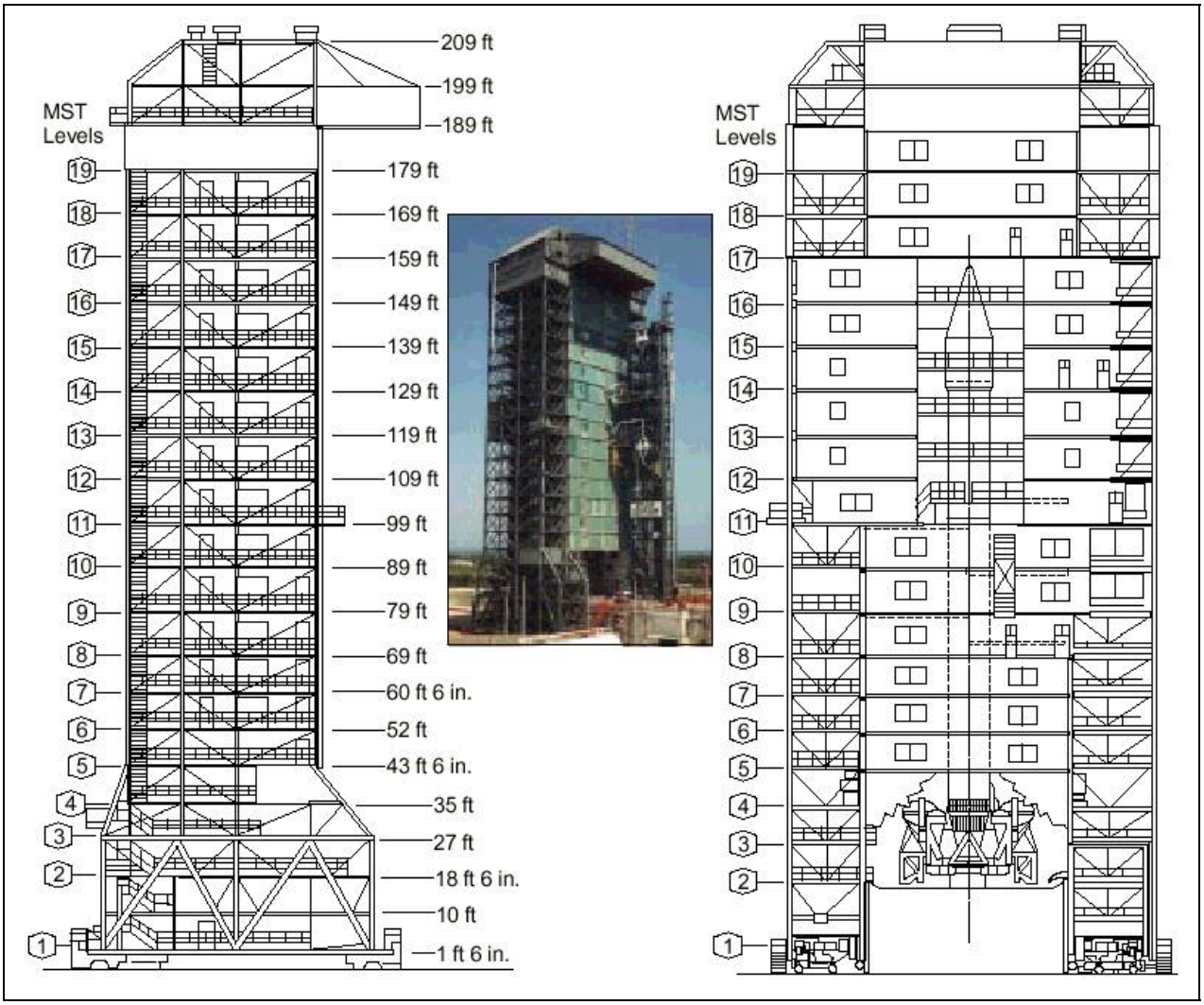
notou alguns problemas com as soldas levadas a cabo na Plataforma 36A. A *General Dynamics* concordou então em levar cabo testes não destrutivos adicionais para confirmar a integridade da estrutura. Em princípios de Maio de 1992, o *Range Safety* estava convencido existirem suficientes factores de segurança para permitir mais um ou dois lançamentos do Atlas-II. Posteriormente a companhia deveria inspeccionar as soldas após cada lançamento e se as soldas fossem rejeitadas dever-se-ia proceder ao adiamento do lançamento seguinte e tomar as medidas necessárias para resolver o problema.

Após o último lançamento desde o Complexo 36, a *Lockheed Martin* começou a remover equipamento das instalações do complexo esperando terminar os seus trabalhos pelo Verão. No entanto o Complexo 36 pode ressurgir novamente pois a empresa de lançamentos *SpaceX* espera poder alugar as instalações às USAF para poder levar a cabo o lançamento dos seus foguetões Falcon-1 e Falcon-5 em 2007.



A imagem ao lado mostra uma representação esquemática da torre móvel de serviço da Plataforma de Lançamento A do Complexo 36 do Cabo Canaveral.

A 30 de Maio de 1966 (1441:01UTC) era lançado desde a Plataforma A do Complexo de Lançamentos 36 do Cabo Canaveral, a sonda lunar Surveyor-1 (02185 1966-045A).



Representação esquemática da torre móvel de serviço da Plataforma B do Complexo de Lançamentos 36 do Cabo Canaveral.

Á esquerda: o lançamento do satélite FltSatCom F-2 (11353 1979-038A) no dia 4 de Maio de 1979 (1856UTC) por um foguetão SLV-3D Centaur (AC-47) a partir do Complexo LC36A. Á direita: o lançamento da sonda Mariner-6 (03759 1969-014A) no dia 25 de Fevereiro de 1969 (0129UTC) por um foguetão SLV-3C Centaur (AC-20). Imagens: Arquivo fotográfico do autor.

Apesar de ter assistido a muitos lançamentos bem sucedidos, o Complexo 36 também viveu momentos dramáticos como os que são registados nestas duas imagens. A 2 de Março de 1965 um foguetão Atlas-Centaur (Atlas-Centaur AC-5 / Centaur-D 156D) deveria colocar em órbita geossíncrona um modelo de um veículo Surveyor (Centaur-6C) com um peso de 951 kg num teste de lançamento. O lançamento foi levado a cabo desde o Complexo 36A às 1325UTC, mas uma violenta explosão destruiu o lançador, a sua carga e o complexo. Imagens: Arquivo fotográfico do autor.

O programa SB-WASS (NOSS)

O programa SB-WASS (*Space Based Wide Area Surveillance System*) é um programa militar secreto que utiliza grupos de três (tripletos) ou dois (dupletos) satélites para executaram vigilância militar naval. Também denominado RANGER estes satélites fazem parte da segunda geração de satélites NOSS (no caso do lançamento de três satélites) ou da terceira geração (dois satélites), com o primeiro grupo de veículos deste programa a ser colocado em órbita a 8 de Junho de 1990[6]. O lançamento foi levado a cabo num azimute de 51º, mas uma manobra de alteração do plano orbital colocou os satélites numa órbita circular a 454 km de altitude e com uma inclinação de 61º. Uma manobra posterior levada a cabo a 19 de Junho de 1990 elevou a inclinação orbital para 63,4º e após esta manobra foram separados três sub satélites.

A identidade destas cargas colocadas em órbita não era muito clara inicialmente, com várias interpretações a serem discutidas, incluindo a possibilidade da haver uma relação com os sub satélites de vigilância electrónica libertados pelos KH-9.

Porém, é claro que estes dois tipos de lançamentos incluíram a colocação em órbita de conjuntos de tripletos ou dupletos de sub satélites que foram colocados em órbitas com uma inclinação de 63º que lhes permite manter uma formação estável em torno do planeta. Logo, estes sub satélites foram interpretados como sendo provavelmente relacionados com o programa NOSS.

[6] Um foguetão Titan-405A (K-4 45H-4) foi lançado (0522UTC) da plataforma de lançamento LC41 do Cabo Canaveral e colocou em órbita os satélites USA-59 (20641 1990-050A), USA-60 (20682 1990-050B), USA-61 (20691 1990-050C), USA-62 (20692 1990-050D) e possivelmente um quinto objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

Cada um destes veículos deverá ter uma massa de várias centenas de quilogramas, consistente com a presença de um sensor de infravermelhos avançado para detecção tal como foi reconhecido existir no programa NOSS.

Um segundo tripleto foi lançado a 8 de Novembro de 1991[7]. Uma terceira tentativa de lançamento foi fracassada no dia 2 de Agosto de 1993 quando um foguetão Titan-403A (K-11 45F-9) explodiu pouco depois de ter sido lançado (1959UTC) desde o Complexo SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg. A constelação operacional foi completa com o lançamento de mais um tripleto de veículos a 12 de Maio de 1996[8].

Tanto a *Martin Marietta* como a *Lockheed* foram as principais empresas contratadas para este programa.

Os primeiros satélites da terceira geração NOSS (obviamente pertencentes à classe SB-WASS) foram colocados em órbita a 8 de Setembro de 2001[9]. Foi com surpresa que se assistiu ao aparecimento de somente dois satélites em órbita resultantes deste lançamento o que levou a especulações relativas à possível não separação de um terceiro veículo. No entanto esta questão ficou resolvida com o lançamento levado a cabo a 2 de Dezembro de 2003 e que resultou igualmente na colocação em órbita de somente dois satélites o que indicava uma terceira geração de veículos.

Não deixa de ser curiosa que devido a uma razão desconhecida o *US Strategic Command* só lista a existência de um satélite quer para o lançamento levado a cabo a 8 de Setembro de 2001 quer para o lançamento levado a cabo pelo lançamento realizado a 2 de Dezembro de 2003. Porém, é catalogado para cada lançamento um objecto C denominado como "destroço" resultante de cada lançamento. Muito provavelmente o segundo satélite foi "erradamente" catalogado como destroço como forma de encobrir a natureza dos veículos. Os dois satélites podem ser rapidamente detectados voando em formação com o auxílio de binóculos.

Os satélites NOSS da terceira geração terão um peso aproximado de 5.000 kg e são produzidos pela *Lockheed Martin Astronautics*, Denver.

Actualmente existem mais de 15 veículos de vigilância naval em operação. Cada grupo de três satélites voa em formações triangulares com uma separação de 55,6 km. Cada grupo de satélites envia dados relativos à localização e direcção de determinada embarcação que seja observada pelos seus sensores electrónicos e de interferometria. Uma base de dados global e em tempo real relativa às movimentações de cada embarcação é constantemente actualizada à medida que os dados de cada grupo de satélites são combinados com outros dados e com dados provenientes de sistemas de vigilância da USN e da Guarda Costeira dos Estados Unidos.

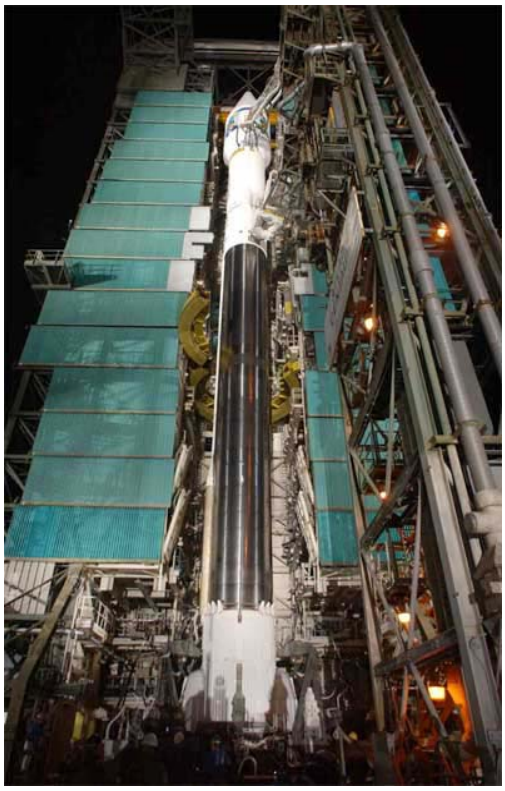
A tabela seguinte indica os satélites NOSS-3 lançados até à presente data:

Nome	NOSS-3	Desig. Int.	NORAD	Data Lançamento	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento
USA-160	NOSS-3-1	2001-040A	26905	08-Set-01	15:25:05	Atlas-2AS (AC-160)	Vandenberg AFB, SLC-3E
USA-163 (?)	NOSS-3-1	2001-040C	26907				
USA-173	NOSS-3-2	2003-054A	28095	02-Dez-03	8:01:59	Atlas-2AS (AC-164)	Vandenberg AFB, SLC-3E
USA-173	NOSS-3-2	2003-054C	28097				
USA-181	NOSS-3-3	2005-004A	28537	03-Fev-05	20:19:00	Atlas-3B (AC-206)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B
USA-181	NOSS-3-3	2005-004C	28541				

[7] Um foguetão Titan-403A (K-8 45F-2) foi lançado (0707UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-72 (21775 1991-076A), USA-74 (21799 1991-076C), USA-76 (21808 1991-076D) e USA-77 (21809 1991-076E).

[8] Um foguetão Titan-403A (K-22 45F-11) foi lançado (2132:00UTC) do complexo de lançamento SLC-4E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita os satélites USA-122 (23862 1996-029D), USA-119 (23893 1996-029A), USA-120 (223907 1996-029B), USA-121 (23908 1996-029C), USA-123 TIPS Ralph (23936 1996-29E), USA-124 TIPS Norton (23937 1996-029F) e possivelmente mais um objecto denominado TLD mas não catalogado independentemente.

[9] Um foguetão Atlas-2AS (AC-160) foi lançado (1525:05UTC) do complexo de lançamento SLC-3E da Base Aérea de Vandenberg e colocou em órbita o satélite USA-160 (26905 2001-040A) e USA-161 (26907 2001-040C).



A torre móvel de serviço do Complexo 36B envolve o Atlas-3B (AC-206) na noite do seu lançamento a 3 de Fevereiro de 2005. Imagem: ILS.

O lançador Atlas-3B

O Atlas-3B é um lançador a dois estágios capaz de colocar cargas de 4.500 kg em órbitas de transferência para a órbita geossíncrona. A versão 3B não possui qualquer propulsor lateral a combustível sólido e actualmente é a versão mais potente da família dos lançadores Atlas-3.

O estágio Atlas tem um diâmetro de 3,3 metros e um comprimento de 29 metros. Os tanques de combustível são construídos com aço inoxidável altamente resistente à corrosão e as suas paredes são extremamente finas. O tanque de RP-1 e o tanque de LOX estão separados por uma secção elipsoidal intermédia. A integridade estrutural é mantida em voo pelo sistema de pressurização e no solo pela pressão interna do próprio tanque ou então pela aplicação de forças mecânicas. O Atlas utiliza o sistema de aviónicos do estágio superior Centaur para orientação, controlo de voo e sequenciamento de funções. A propulsão do Atlas é fornecida pelo motor RD-180 desenvolvido pela *NPO Energomash*, Khimky, Rússia. O RD-180 deriva do motor RD-170 (utilizado nos lançadores 11K25 Energiya e 11K25 Energiya-M) é possui duas câmaras de combustão. Utiliza a alta performance, operacionalidade e características de reutilização do RD-170, de forma a cumprir as exigências de propulsão dos lançadores americanos. O RD-180 é uma unidade total de propulsão com dispositivos hidráulicos para controlo da actuação das válvulas do motor e da orientação vectorial da direcção da força de propulsão. Como propolentes utiliza querosene e LOX, sendo capaz de desenvolver no vácuo 423.050 kgf com um Ies de 338 s e Ies-nm de 311 s, tendo um tempo de queima de 150 s. O motor tem uma massa de 5.393 kg, um diâmetro de 3,2 metros, uma altura de 3,8 metros e atinge uma pressão na câmara de combustão de 257,00 bar.

O adaptador inter estágio em alumínio faz a ligação física do Atlas com o estágio superior Centaur e ambos são separados em voo por uma carga localizada no anel dianteiro do adaptador. O estágio superior Centaur tem um diâmetro de 3,1 metros e um comprimento de 11,7 metros. Utiliza propolentes de alta energia (LOX e LH_2) separados por uma antepara intermédia de dupla parede. Os tanques de combustível são construídos em aço inoxidável resistente à corrosão e possuem paredes muito finas. A pressurização dos tanques é mantida por pressão interna ou por aplicação de forças mecânicas.

O Atlas-3B e a família dos lançadores Atlas-5 utilizam o chamado "*Common Centaur*", que é um estágio comum aos lançadores. O "*Common Centaur*" introduz mais 1,7 metros de tanque, que permite utilizar mais combustível o que por sua vez permite maior duração de queimas e aumento da performance. O Centaur utiliza dois motores RL10A-4-1B com tubeiras extensíveis e é fabricado pela *Pratt & Whitney*. Os motores podem ser reactivados e são capazes de múltiplas ignições no espaço. Atinge uma força no vácuo de 10.110 kgf, tendo um tempo de queima de 740 s e um Ies de 451 s. Tendo um diâmetro de 1,5 metros, pesa 167 kg e possui uma câmara de combustão.

O estágio Atlas, o estágio Centaur e os seus componentes são construídos pela *Lockheed Martin Space Systems Company, Astronautics Operations*, em Denver – Colorado; San Diego – Califórnia e Harlingen – Texas. Os estágios são depois transportados desde Denver para o Cabo Canaveral, onde se realiza a integração e verificação final no Complexo de Lançamentos 36 do Cabo Canaveral AFS.

Lançamento	Data	Veículo	Local Lançamento	Plataforma Lançamento	Satélite
2002-006	21-Fev-02	AC-204	Cabo Canaveral	SLC-36B	EchoStar-7 (27378 2002-006A)
2003-014	12-Abr-03	AC-205	Cabo Canaveral	SLC-36B	AsiaSat-4 (27718 2003-014A)
2003-057	18-Dez-03	AC-203	Cabo Canaveral	SLC-36B	UFO-11 UHF Follow-On F11 (28117 2003-057A)
2005-004	03-02-2005	AC-206	Cabo Canaveral	SLC-36B	NOSS-3-3 (Advanced SB-WASS F3 NROL-23 MLV-15) (28537 2005-004A)

A última missão do Complexo 36

Esta missão do Atlas-3 estava originalmente agendada para ter lugar a 15 de Setembro de 2004, sendo adiada uma primeira vez para 13 de Janeiro de 2005 e posteriormente para o dia 27 do mesmo mês. Um quarto adiamento fez alterar a data de lançamento para 3 de Fevereiro.

O estágio Atlas foi colocado sobre a Plataforma 36B no dia 1 de Dezembro de 2004, numa altura em que o lançamento estava previsto pata ter lugar a 27 de Janeiro de 2005. A secção interestágio foi colocada sobre o estágio Atlas a 2 de Dezembro. Esta secção faz a ligação física entre o estágio Atlas e o estágio superior Centaur que foi colocado sobre o interestágio a 3 de Dezembro.

A 24 de Janeiro de 2005 o lançamento era adiado por 10 dias para que os técnicos da Lockheed Martin pudessem levar a cabo algumas verificações no tanque de combustível do primeiro estágio do lançador. A autorização para prosseguir com os preparativos para o lançamento foi dada a 28 de Janeiro e foi decidido agendar a última missão do Atlas-3 para o dia 3 de Fevereiro com a hora do lançamento a ser então mantida secreta devido a questões de segurança. A nuvem de segredo sobre a hora do lançamento da missão AC-206 só foi levantada no dia 1 de Fevereiro quando foi revelado que a partida do Atlas-3B estava agendada para as 0741UTC.

A contagem decrescente para o lançamento da missão AC-206 teve início às 2251UTC do dia 2 de Fevereiro, com a equipa de lançamento a levar a cabo os procedimentos iniciais numa altura em que as condições atmosféricas ameaçavam adiar o lançamento. Por volta das 2345UTC os técnicos da Lockheed Martin começaram a activar os sistemas do lançador. Pelas 0036UTC do dia 3 de Fevereiro davam-se início aos preparativos dos sistemas de propulsão e de pneumáticos do estágio Atlas. Nesta altura as condições atmosféricas haviam piorado sobre o Cabo Canaveral havendo 95% de probabilidades de que o lançamento fosse adiado.

A ogiva do foguetão Atlas-3B (AC-206) contendo a carga secreta desta missão é elevada para o topo do lançador. Imagem: ILS.

Os testes dos sistemas pneumáticos nos dois estágios do lançador foram levados a cabo ao mesmo tempo que se procediam às verificações dos sistemas de abastecimento de oxigénio e hidrogénio líquido no estágio Centaur. Pelas 0106UTC as equipas de técnicos levavam a cabo as actividades iniciais para procederam à recolha da torre móvel de serviço que então envolviam o lançador. No entanto esta actividade estava pendente da melhoria das condições atmosféricas.

Pelas 0112UTC tinha início um teste operacional do sistema de controlo de voo do foguetão Atlas-3B seguindo-se às 0227UTC um teste do sistema de navegação do lançador. Às 0416UTC foi levada a cabo uma revisão das condições atmosféricas sobre a plataforma de lançamento e ao longo da trajectória que seria seguida pelo Atlas-3B durante o voo. Após a realização desta revisão a equipa de controlo decidiu prosseguir com a contagem decrescente. A fase *Integrated Launch Operations* teve início às 0426UTC e nesta fase o Director do Lançamento, localizado no denominado Complex 36 Blockhouse, consultou toda a sua equipa para verificar que tudo estava pronto para iniciar a recolha da torre móvel de serviço. Pouco depois a torre foi colocada numa posição a poucos centímetros do lançador, numa posição que se denomina por "posição tangente". No entanto foi decidido proceder de seguida com a movimentação e colocação da torre na sua posição de lançamento afastada do Atlas-3B (esta posição foi atingida pelas 0527UTC).

A contagem decrescente entrava numa paragem de 30 minutos pelas 0511UTC (T-105m) com o objectivo de permitir aos controladores e técnicos que preparavam o veículo, retomar alguma actividade que entretanto se tivesse atrasado ou resolver qualquer problema que pudesse ter surgido.

Às 0522UTC os meteorologistas da USAF anunciavam que as condições atmosféricas haviam melhorado ligeiramente havendo agora somente 70% de probabilidades do mau tempo impedir o lançamento. Pelas 0537UTC todos os membros da equipa de controlo haviam sido consultados para verificar a sua prontidão para dar início às operações de abastecimento de

O último Atlas-3B aguarda a hora da ignição na Plataforma B do Complexo 36 do Cabo Canaveral. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

oxigénio e hidrogénio líquido no estágio Centaur e Atlas. A contagem decrescente foi retomada às 0541UTC (T-105m) e pelas 0544UTC era confirmado que ninguém permanecia na área de segurança em torno da plataforma de lançamento, dando-se de seguida a autorização para se iniciar os procedimentos de arrefecimento e condicionamento térmico das condutas de transporte dos propolentes criogénicos antes do início do abastecimento do estágio Centaur. O condicionamento térmico das condutas de transporte dos propolentes criogénicos foi finalizado às 0553UTC, sendo dada a autorização para se iniciar o abastecimento do estágio Centaur com oxigénio líquido. Este oxidante criogénico é bombeado a uma temperatura de -183,3ºC.

Ao mesmo tempo que decorria os procedimentos de condicionamento térmico das condutas de transporte dos propolentes criogénicos, era levado a cabo o alinhamento do computador do sistema de navegação inercial e iniciavam-se também os preparativos finais do sistema de controlo de voo.

Os procedimentos de condicionamento térmico das condutas de transporte do hidrogénio líquido tinham início às 0609UTC ao mesmo tempo que as portas do centro de controlo do Complexo 36 eram fechadas de forma a proteger a equipa de controlo no caso de acidente nos instantes iniciais do lançamento (as portas seriam seladas às 0723UTC). O centro de controlo encontra-se a 426 metros da Plataforma de Lançamento 36B.

Às 0614UTC era atingida 95% da capacidade do tanque de oxigénio líquido do estágio Centaur mantendo-se esse nível durante alguns minutos e de seguida passando-se para 100% da sua capacidade (0620UTC). Ao longo do resto da contagem decrescente manteve-se um nível de abastecimento de forma a substituir o oxigénio que se ia evaporando naturalmente. Pelas 0615UTC era dada luz verde para se iniciar o abastecimento do estágio Atlas com oxigénio líquido.

Pelas 0630UTC era finalizado o procedimento de condicionamento térmico das condutas de transporte do hidrogénio líquido e era dada luz verde para se iniciar o abastecimento do estágio Centaur. O arrefecimento do motor do estágio Centaur utilizando hélio gasoso teve início às 0636UTC, preparando assim o motor para receber os propolentes criogénicos. Pelas 0643UTC o tanque de oxigénio líquido do estágio Atlas atingia os 98% da sua capacidade enquanto que pelas 0651UTC o tanque de hidrogénio líquido no estágio Centaur atingia 97% da sua capacidade. O procedimento para encher completamente p depósito de oxigénio líquido do estágio Atlas teve início às 0655UTC e terminou às 0722UTC.

Às 0654UTC era levado a cabo um teste do sistema FTS (*Flight Termination System*) que seria utilizado para destruir o lançador no caso da ocorrência de uma avaria nos minutos iniciais do lançamento.

A contagem decrescente entrava em mais uma paragem às 0721UTC (T-5m). Esta paragem teve uma duração de 15 minutos e serviu para a equipa de controlo verificar a prontidão dos sistemas do lançador e da sua carga secreta. Nesta altura a plataforma de lançamento onde se encontrava o Atlas-3B ficava completamente encoberta por um banco de nevoeiro que impedia a observação do veículo por parte das pessoas que se encontravam no Cabo Canaveral para assistir a este lançamento.

A sequência de condicionamento do motor do estágio Atlas teve início às 0730UTC. Este procedimento é muito importante, permitindo que a contagem decrescente prossiga sem qualquer problema.A contagem decrescente foi retomada às 0736UTC (T-5m) e às 0736UTC (T-4m 30s) os sistemas pneumáticos do estágio Centaur eram preparados para o lançamento. O sistema FTS começava a utilizar as suas baterias internas às 0737UTC (T-3m 20s) e às 0738UTC (T-3m) a abertura de uma válvula permitia que o querosene RP-1 (querosene altamente refinado) entrasse no motor do estágio Atlas, condicionando-o termicamente para a sua ignição. Entretanto o sistema de supressão das ondas de choque e das ondas sonoras utilizando água era activado. Este sistema faz com que toneladas de água inundem a base da plataforma de lançamento suprimindo o efeito das ondas sonoras produzidas pela ignição do motor RD-180 e que poderiam danificar o lançador ou os sistemas de suporte no solo.

A pressurização dos dois estágios era iniciada às 0738UTC (T-2m 15s) e às 0739UTC (T-2m) ambos os estágios começavam a utilizar as suas respectivas fontes internas de energia. Nesta altura era também armado o sistema FTS. A unidade de navegação inercial era colocada em modo de voo. A sequência de enchimento do motor RD-180 era finalizada pelas 0740UTC (T-1m). A sequência de lançamento tinha início às 0740UTC (T-31s) e a ignição do motor do estágio Atlas tinha lugar às 0741UTC (T-2,73s). A potência do motor aumentava rapidamente para os 74% enquanto que uma sequência de oito parâmetros do motor era verificada pelo computador de bordo. O último Atlas abandonava o Complexo 36 às 0741:10UTC.

Um rasto de fogo é deixado no céu pelos motores do último Atlas-3B. Imagem: Arquivo fotográfico do autor.

Após abandonar a plataforma de lançamento o motor RD-180 aumentava a sua potência para 92% (T+10s), diminuindo para 66% (T+32s) á medida que percorria as camadas mais densas da atmosfera terrestre. A T+1m 15s (0742UTC), o motor aumentava novamente de potência para 88% após passar a zona de máxima pressão dinâmica (*MaxQ*). O final da queima do estágio Atlas ocorria às 0743UTC (T+3m 9s), dando-se de seguida a separação do estágio. O estágio Centaur entrava em ignição a T+3m 20s (0743UTC). A separação da ogiva de protecção da carga secreta da missão AC-206 ocorria às 0744UTC (T+3m 40s).

Às 0746UTC (T+7m) o conjunto encontrava-se a uma altitude de 370,4 km e a uma distância de mais de 926,1 km a noroeste do Cabo Canaveral.

O final da primeira queima do estágio Centaur (MECO-1) tinha lugar às 0758UTC (T+17m 25s), atingindo uma órbita terrestre preliminar onde permaneceria até às 0855UTC (T+1h 14m 58s). Pelas 0854UTC (T+1h 13m) foram activados pequenos motores para preparar o estágio para a sua segunda ignição. A T+1h 13m 40s (0854UTC) os tanques de propolente do estágio Centaur foram pressurizados e a sequência de pré-ignição iniciou-se às 0855UTC (T+1h 14m 20s). O final da segunda queima do Centaur ocorreu às 0856UTC (T+1h 15m 19s).

Pelas 0857UTC (T+1h 16m 30s) o estágio Centaur procedeu à sua orientação em preparação da separação do satélite NOSS-3-3 que teve lugar às 0900UTC (T+1h 19m 12s).

Após a separação dos satélites não foi necessário se esperar muito tempo até que observadores pudessem vislumbrar no céu a passagem de dois pontos luminosos que, associados com a sua inclinação orbital de 63º, facilmente levaram à conclusão de se tratar no terceiro lançamento na série NOSS-3. Este tipo de órbita já havia sido utilizado anteriormente por onze missões e cada uma representando um tripleto de veículos voando em formação triangular entre 1971 e 1976.

O primeiro satélite resultante deste lançamento recebeu a designação militar USA-181 e a Designação Internacional 2005-004A, tendo o número de catálogo orbital 28537. O sub-satélite terá recebido a mesma designação militar e a Designação Internacional 2005-004C, tendo o número de catálogo orbital 28541.

Este foi o 4367 lançamento orbital levado a cabo desde Outubro de 1957, sendo o 1298 lançamento orbital dos Estados Unidos e o 684º lançamento orbital levado a cabo desde o Cabo Canaveral AFS.

12 de Fevereiro – Ariane-5ECA (V164 / L521 'City of Bremen)

XTAR-EUR; Sloshsat-FLEVO; MaqSat-B2

Após o desaire do primeiro lançamento do foguetão Ariane-5ECA a 11 de Dezembro de 2002, muito estava em jogo com a nova missão deste lançador da *Arianespace*. Enquanto que o sucesso traria mais tranquilidade à empresa europeia, um desaire colocaria em risco todo o programa espacial europeu trazendo mesmo algumas complicações para o programa de construção da estação espacial internacional.

O Ariane-5ECA

O super lançador europeu Ariane-5ECA é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. O Ariane-5ECA tem um peso bruto de 777.000 kg, podendo colocar 16.000 kg numa órbita a 405 km de altitude com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre ou então 10.500 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento desenvolve 1.566.000 kgf. Tem um comprimento total de 59,0 metros e o seu diâmetro base é de 5,4 metros.

Os propulsores laterais de combustível sólido desenvolvem mais de 90% da força inicial no lançamento. Designados P241 (Ariane-5 EAP "*Etage Acceleration a Poudre*") cada propulsor tem um peso bruto de 278.330 kg, pesando 38.200 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 Kgf no vácuo. O Ies é de 275 s (Ies-nm de 250 s) e o Tq é de 130s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,6 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P241 que consome combustível sólido constituído por uma mistura de 68% de perclorato de amónia (oxidante), 18% de alumínio (combustível) e 145 polibutadieno (substância aglutinante).

Cada propulsor é composto por três segmentos. O segmento inferior tem um comprimento de 11,1 metros e está abastecido com 106,7 t de propolente; o segmento central tem um comprimento de 10,17 metros e está abastecido 107,4 t de propolente, finalmente o segmento superior (ou frontal) tem um comprimento de 3,5 metros e está abastecido com 23,4 t de propolente. Sobre o segmento superior está localizada uma ogiva com um sistema de controlo. O processo de ignição é iniciado por meios pirotécnicos (assim que o motor criogénico Vulcain do primeiro estágio estabiliza a sua ignição) e o propolente sólido queima a uma velocidade radial na ordem dos 7,4 mm/s (a queima é realizada de dentro para fora). O controlo de voo é feito através da tubeira móvel do propulsor que é conduzida actuadores controlados hidraulicamente.

O primeiro estágio do Ariane-5ECA, H173 (Ariane-5 EPC "*Etage Principal Cryotechnique*"), tem um comprimento de 30,5 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de 186.000 kg e um peso sem combustível de 12.700 kg. No lançamento desenvolve 113.600 kgf (vácuo), com um Ies de 434 s (Ies-nm de 335 s) e um Tq de 650 s. O seu motor criogénico Vulcain-2 (com um peso de 1.800 Kg, diâmetro de 2,1 metros e comprimento de 3,5 metros) é capaz de desenvolver 132.563 kgf no vácuo, com um Ies 440 s e um Tq de 605 s. Tal como o Vulcain, utilizado no primeiro estágio do Ariane-5G, o Vulcain-2 consome LOX e LH_2. O Vulcain-2 é desenvolvido pela *Snecma*.

O H173 é capaz de transportar mais 15.200 kg de propolente devido a modificações feitas no tanque de oxigénio líquido. Na parte superior do H173 encontra-se a secção de equipamento VEB (*Vehicle Equipment Bay*) do Ariane-5ECA onde são transportados os sistemas eléctricos básicos, sistemas de orientação e telemetria, e o sistema de controlo de atitude. A secção de equipamento é desenvolvida pela *Astrium SAS* e tem uma altura de 1,13 metros e um peso de 950 kg.

O segundo estágio ESC-A, desenvolvido pela *Astrium GmbH*, tem um comprimento de 9,0 metros, um diâmetro de 5,5 metros, um peso bruto de 16.500 kg e um peso sem combustível de 2.100 Kg. No lançamento desenvolve 6.600 kgf (vácuo), com um Ies de 446 s e um Tq de 960 s. O seu motor HM-7B (com peso de 155 kg, um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento de

2,0 metros) é capaz de desenvolver 6.394 kgf no vácuo, com um Ies 446 s e um Tq de 731 s. Consome LOX e LH_2. O HM-7B, desenvolvido pela *Snecma*, também era utilizado no terceiro estágio dos lançadores Ariane-4, bem como o tanque de oxigénio líquido. Este estágio pode transportar 14.000 kg de propolente criogénico e permite ao Ariane-5ECA colocar 10.000 kg em órbitas de transferência para a órbita geossíncrona, em missões onde transporta duas cargas utilizando o adaptador Sylda, ou então 10.500 kg de carga para a mesma órbita quando se trata de um único satélite.

Em outras versões do Ariane-5 (Ariane-5 ESC-B) o segundo estágio será o ESC-B que pode transportar até 25.000 kg de propolente para o novo motor Vinci, capaz de executar múltiplas ignições em órbita. O Vinci terá uma força de 15.500 t, sendo um motor de alta performance e fiabilidade. A sua tubeira extensível dará ao motor um Ies de 464 s no vácuo. A capacidade do Ariane-5 aumentará para 11.000 kg quando se trate de colocar em órbita geossíncrona satélites utilizando o adaptador Spelda ou então de 12.000 kg para um único satélite.

As ogivas de protecção da carga no Ariane-5ECA (e da versão original do Ariane-5) são construídas pela *Contraves Space* e existem três versões consoante o tamanho dos satélites a serem transportados. As diferentes versões das ogivas têm 12,73 metros, 13,81 metros ou 17,00 metros de comprimento, com uma massa que varia entre os 2.000 kg e os 2.900 kg. No interior da ogiva os satélites são transportados no adaptador Sylda, caso se trate do lançamento de dois ou mais satélites. O Sylda é construído pela *Astrium GmbH* e existem sete versões com uma altura que varia entre os 4,6 metros e os 6,4 metros, e um peso entre os 400 kg e os 500 kg.

Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora	Satélites
V157	L514	11-Dez-02	22:21:25	Hot Bird-4 Stentor; Ballast
V164	L521 'City of Bremen'	12-Fev-05	21:03:01	XTAR-EUR (25842 2005-005A) Sloshsat-FLEVO (28544 2005-005C) MaqSat-B2 (25843 2005-005B)

Os satélites XTAR-EUR e Sloshsat-FLEVO

Com uma massa no lançamento de 3.631 kg (1.412 kg sem combustível) o satélite XTAR-EUA foi construído pela empresa Space Systems/Loral e é baseado na plataforma LS-1300. O satélite será utilizado para comunicações militares e é operado pela XTAR LCC, uma empresa conjunta dos Estados Unidos e Espanha.

O XTAR-EUR (na imagem ao lado a ser colocado sobre o adaptador Sylda-5; Imagem *Arianespace*) transporta doze repetidores de alta potência em banda-X e está desenhado de forma a poder operar com os actuais e futuros terminais de defesa militares em todo o globo. O XTAR-EUR cobre uma região entre a parte Este do Brasil e Oceano Atlântico, toda a Europa, África e Médio Oriente até Singapura. Oito dos seus repetidores estão alugados à empresa de comunicações Spainsat. O satélite, que deverá operar por 15 anos, foi dado como operacional a 4 de Abril de 2005 após um período de testes em órbita e está localizado a 29º longitude Este.

O satélite Sloshsat-FLEVO teve como objectivo estudar o movimento da água em microgravidade e o seu efeito nos satélites. Transportando 33,5 litros de água, o Sloshsat-FLEVO foi construído pelo laboratório holandês *National Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium* (NRL) e tinha uma massa de 129 kg no lançamento. O veículo é operado pela Agência Espacial Europeia ESA (*European Space Agency*), pela Agência Holandesa para Programas Aeroespaciais NIVR (*National Intituut voor Vliegtuigontwikkeling en Ruimtevaart*) e pelo laboratório NRL.

O Sloshsat-FLEVO[10] (*Facility for Liquid Experimentation and Verification in Orbit*) é um mini satélite de forma cúbica e no lançamento encontrava-se sobre a estrutura MaqSat-B2.

O satélite Sloshsat-FLEVO é colocado no interior do sistema de transporte múltiplo de carga Sylda-5 do Ariane-5ECA. Imagem: *Arianespace*.

Este projecto conjunto entre o Programa de Desenvolvimento e Pesquisa Tecnológica da ESA e a Agência Aeroespacial Nacional Holandesa, foi fundado através do Programa de Estudos Gerais e Tecnológicos da agência espacial europeia. O Sloshsat foi desenhado para estudar a dinâmica de fluidos em condições de microgravidade, monitorizando o movimento da água no interior de um tanque a bordo do pequeno satélite. O tanque compósito possui 270 sensores para medir a distribuição da água. Outros sensores medem a temperatura, pressão e velocidade do fluído em 17 posições, além de seis acelerómetros e três giroscópios de fibra óptica que monitorizam o movimento do satélite. Pequenos motores abastecidos por um sistema de nitrogénio gasoso, proporcionam o controlo de movimentos lineares e rotacionais para aumentar e controlar os movimentos do fluído.

Esta é a primeira vez que um satélite é dedicado ao estudo do comportamento dos fluidos em microgravidade. Os veículos que transportam mantimentos para a ISS, a reparação de satélites de comunicações e de observação ou os veículos em viagem para outros corpos celestes, transportam grandes quantidades de fluidos a bordo na forma de água ou propolente. Por esta razão é importante compreender o efeito que o movimento de um líquido pode ter no controlo da atitude destes veículos.

Existem muitos modelos de dinâmica de fluidos bem como software computacional de dinâmica de fluidos, mas até à data o efeito da movimentação destes fluidos nos veículos espaciais tem sido difícil de prever em situações reais. O Sloshsat-FLEVO proporciona aos cientistas a construção de algoritmos numéricos de dinâmica computacional de fluidos e sistemas de organização de líquidos para os satélites.

Além de testar o efeito do movimento dos líquidos no controlo da atitude dos veículos, o Slosgsat.FLEVO testa também o efeito das manobras do veículo no próprio líquido a bordo. Assim, o satélite irá mostrar a melhor maneira de manobrar os veículos de forma a mover o líquido num tanque perto do ponto de saída do mesmo. Isto tem de ser feito de forma cuidadosa para evitar o aparecimento de bolhas. Quando qualquer força é gerada pelo motor, a sua acção geralmente faz com que o líquido permaneça junto do orifício de saída.

Lançamento da missão V164

No dia 23 de Julho de 2004 chegavam a Kourou os principais elementos do foguetão lançador Ariane-5ECA. O estágio principal, o estágio superior ESC, as duas metades da ogiva de protecção e o adaptador de carga Sylda-5 foram transportados pelo navio MN Toucan desde França e foram descarregados na doca de Paracaibo, sendo posteriormente transferidos por estrada para Kourou. Após ter sido montado sobre a plataforma móvel de lançamento no edifício de integração, o lançador foi transportado no dia 22 de Setembro

O conjunto Sloshsat-FLEVO / Maqsat-B2 está pronto para ser colocado sobre o Arine-5ECA. O pequeno Sloshsat-FLEVO (seta) encontra-se sobre a estrutura Maqsat-B2. Imagem: *Arianespace*.

[10] Flevo é também o nome da última província da Holanda a ser conquistada ao mar e um dos locais onde se localiza o *Dutch National Aerospace Laboratory*.

para o edifício de integração final. No dia 6 de Outubro o satélite XTAR-EUR iniciava os seus preparativos finais nas instalações S5 de processamento de carga após ter chegado a Kourou no dia anterior, sendo transportado por um avião Antonov An-124 que aterrou no aeroporto internacional de Rochambeau (Cayenne). O satélite foi depois transportado por estrada para o centro espacial e retirado do seu contentor de transporte. O XTAR-EUR foi colocado sobre o adaptador cónico que servirá de interface entre o satélite e o lançador.

A ogiva de protecção é colocada sobre o satélite XTAR-EUR que está instalado sobre o adaptador múltiplo de carga Sylda-5. O XTAR-EUR seria posteriormente instalado sobre o conjunto Sloshsat-FLEVO / Maqsat-B2. Imagem: Arianespace.

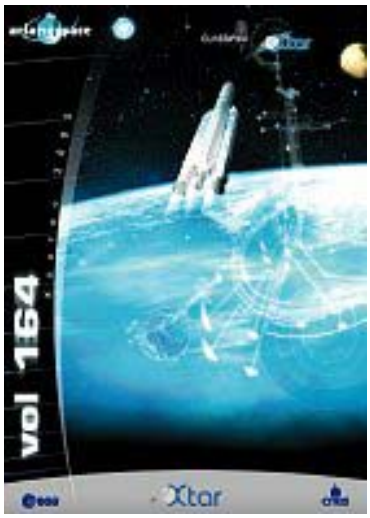
Em finais de Novembro de 2004 foi no entanto tomada a decisão de se proceder a um adiamento da missão V164 devido a problemas técnicos não especificados. Este adiamento foi mais um na longa lista de adiamentos sofridos por este voo que estava inicialmente previsto para ter lugar em Abril de 2004, sendo posteriormente adiado para Junho e depois para 28 de Setembro. Adiamentos posteriores levaram a data de lançamento para 28 de Outubro e depois para 3 e 8 de Novembro.

A 12 de Janeiro de 2005 foi levada a cabo ums simulação da contagem decrescente incluindo a simulação do abastecimento criogénico. Esta simulação permitiu aos membros da equipa de controlo validar os procedimentos de lançamento e testar todo o equipamento do lançador e das instalações no solo. O processamento para esta missão foi retomado no princípio de 2005 e a 26 de Janeiro o satélite XTAR-EUR era abastecido no interior das instalações do edifício S5B. O satélite foi posteriormente transferido para o edifício de montagem final do lançador com o qual foi acoplado a 7 de Fevereiro. Entretanto a 3 de Fevereiro procedeu-se à colocação do conjunto Sloshsat-FLEVO / Maqsat-B2 sobre o topo do Ariane-5ECA.

No dia 8 de Fevereiro o lançamento foi adiado por 24 horas devido a um problema com o equipamento do solo durante os testes finais de preparação para a missão. No dia 9 de Fevereiro foi levada a cabo a revisão final antes do lançamento e a 11 de Fevereiro o foguetão Ariane-5ECA era transportado desde o edifício de integração e montagem para a plataforma de lançamento ELA-3.

O abastecimento criogénico do lançador decorreu sem qualquer problema e às 1942UTC (T-7m) tinha início a Sequencia Sincronizada a partir da qual dois computadores controlaram a contagem decrescente. Um dos computadores encontrava-se a bordo do Ariane-5ECA enquanto que o segundo encontrava-se no complexo de lançamento ELA-3. A T-6m (1943UTC) eram verificados os níveis de oxigénio e hidrogénio líquido e os sistemas pirotécnicos do lançador eram armados. A pressurização dos tanques de propolente do estágio criogénico iniciava-se às 1945UTC (T-4m) e às 1946UTC (T-3m) a hora de lançamento era introduzida no sistema computorizado do lançador.

As válvulas do motor principal Vulcain-2 eram abertas às 1947UTC (T-2m) e as válvulas do sistema que havia levado a cabo o condicionamento térmico do motor eram encerradas. A contagem decrescente era interrompida a T-59s (1948UTC) devido a um problema eléctrico nas instalações no solo. A contagem decrescente era reciclada para T-16m colocando assim o lançador em segurança e a execução de um reinício dos sistemas. Entretanto os tanques criogénicos eram reabastecidos para substituir os líquidos que se evaporavam naturalmente. Pelas 1959UTC o satélite XTAR-EUR voltava a utilizar as fontes externas de energia.



ariane
esa
v154

Pelas 2006UTC todas as luzes no painel de controlo se encontravam verdes mas às 2008UTC uma das luzes voltaria para vermelho devido a um problema no equipamento do solo. Nesta altura surgiu alguma confusão entre os comentários proporcionados pela *Arianespace* e as indicações fornecidas pelo painel de controlo. Enquanto este indicava um problema nos sistemas no solo, a *Arianespace* apontava para leituras de pressão inaceitáveis provenientes do lançador. Às 2012UTC o XTAR-EUR voltava a utilizar a sua bateria interna para o fornecimento de energia e pelas 2036UTC todas as luzes voltaram a estar verdes e a contagem decrescente era retomada às 2047UTC (T-16m), com a Sequência Sincronizada a ter de novo início pelas 2056UTC (T-7m). Pelas 2057UTC (T-6m) os níveis de propolente encontravam-se óptimos para o voo e às 2059UTC (T-4m) iniciava-se a pressurização dos tanques criogénicos.

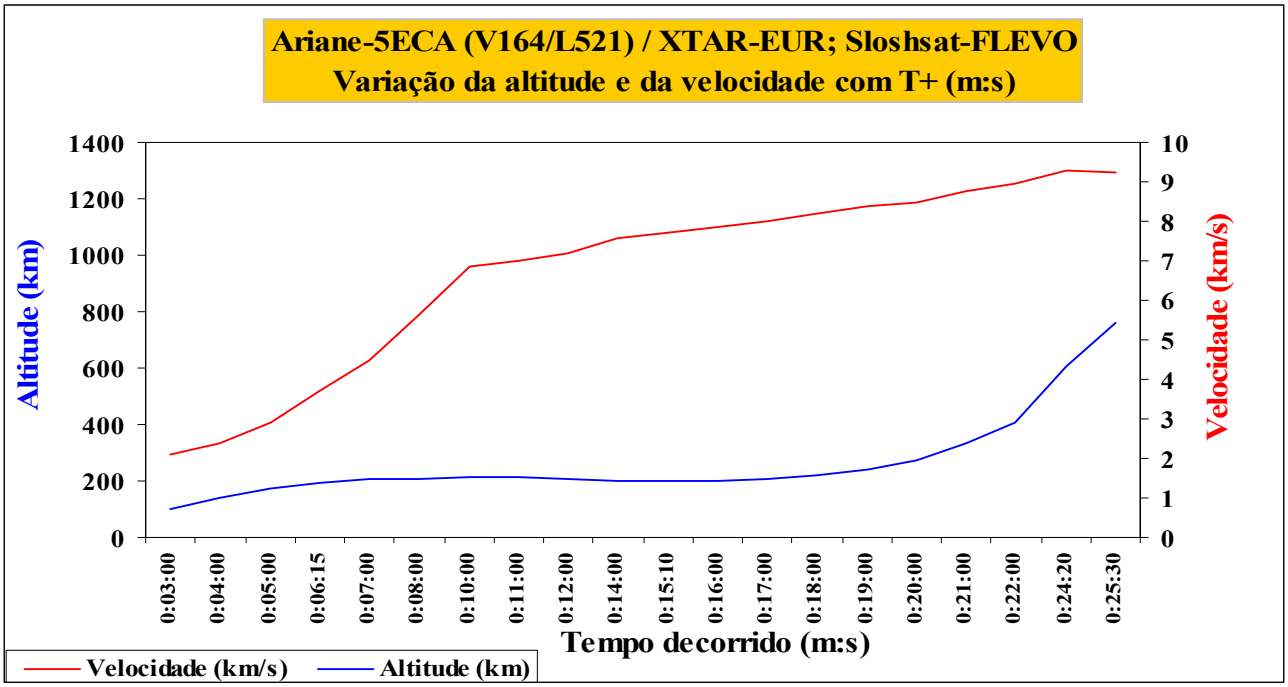
A T-50m (2102UTC) o lançador começava a utilizar as suas fontes internas para o fornecimento de energia e a T-37s (2102UTC) tinha início a sequência automática de ignição. O sistema de supressão por água foi activado a T-30s (2102UTC) e a T-22s (2102UTC) o comando das operações de ignição foi transferido para o computador a bordo do lançador.

A T-6s (2102UTC) era activado o sistema de eliminação de hidrogénio residual sobre a tubeira do motor Vulcain-2 e a T-3s (2102UTC) os dois sistemas inerciais do ARiane-5ECA passaram a modo de voo. A ignição do motor Vulcain-2 teve lugar a T=0s e entre T+4s e T+7s o computador do lançador procedeu a uma verificação de vários parâmetros do motor. Os dois propulsores laterais de combustível sólido entraram em ignição a T+7s e a T+7,3s o veículo abandonava a plataforma de lançamento ELA-3.

O Ariane-5ECA colocou-se então numa trajectória em direcção a Este executando uma manobra de rotação e translação. A T+2m 29s (2105UTC) terminava a queima dos dois propulsores laterais de combustível sólido que se separariam de seguida e acabando por cair nas águas do Oceano Atlântico. A T+3m o veículo encontrava-se a uma altitude de 101 km e viajava a uma velocidade de 2,1 km/s (ver gráfico de evolução da velocidade com a altitude). A separação da ogiva de protecção da carga teria lugar às 2106UTC (T+3m 12s).

Às 2110UTC (T+7m) a variação da altitude tornou-se menor mantendo-se quase constante para que o veículo pudesse ganhar mais velocidade. O final da queima do primeiro estágio ocorreu às 2111UTC (T+8m 57s), com o estágio a separar-se de seguida e com o estágio superior a entrar pela primeira vez em ignição às 2112UTC (T+9m 15s). De recordar que no lançamento inaugural do Ariane-5ECA este estágio não chegou a entrar em ignição pois o acidente com o lançador deu-se antes do seu funcionamento.

Pelas 2120UTC (T+17m) o Ariane-5ECA começava de novo a ganhar altitude. O final da queima do segundo estágio ocorria às 2127UTC (T+24m 49s) com o conjunto a uma altitude de 762 km e com uma velocidade de 9,26 km/s.



A separação do satélite XTAR-EUR teve lugar a T+26m 33s (2129UTC) seguindo-se a separação do adaptador Sylda-5 às 2131UTC (T+28m 48s) expondo assim o simulador Maqsat-3B e o pequeno Sloshsat-FLEVO. O simulador Maqsat-3B teve como função simulador a presença de um segundo satélite pesado a bordo do Ariane-5ECA, transportado também sensores para medir as condições físicas durante o lançamento e duas câmaras. O Maqsat-B2 que não tinha como função separar-se do último estágio do lançador, foi construído pela empresa alemã *Kayser-Threde* e tinha um peso de 3.622 kg.

A separação do satélite Sloshsat-FLEVO teve lugar às 2134UTC (T+31m 34s) e pelas 2136UTC os controladores terrestres recebiam os primeiros sinais de telemetria do satélite XTAR-EUR que indicavam que as condições a bordo eram normais.

Pelas 0634UTC do dia 13 de Fevereiro o Sloshsat-FLEVO enviou os primeiros dados relativos ao comportamento da água em microgravidade. As experiências do satélite continuariam durante um total de 24 horas ao longo de 14 dias após o lançamento e só terminariam quando quantidade de gás propolente se esgotasse.

O satélite XTAR-EUR recebeu a Designação Internacional 2005-005A, tendo o número de catálogo orbital 28542, enquanto que o satélite Sloshsat-FLEVO recebeu a Designação Internacional 2005-004C, tendo o número de catálogo orbital 28544.

Este foi o 4368 lançamento orbital levado a cabo desde Outubro de 1957 e o 157º lançamento orbital da *Arianespace*, sendo o 162º lançamento orbital levado a cabo desde o CSG Kourou.

26 de Fevereiro – H-2A/2022 (F7)

Himawari-6 (MTSat-1R)

De forma semelhante ao lançamento do Ariane-5ECA, o novo lançamento do foguetão japonês H-2A representou um momento importante para o programa espacial do Japão. Um fracasso colocaria em dúvida o investimento de muitos anos na tecnologia japonesa, enquanto que o sucesso voltaria a colocar o país do Sol nascente no clube especial após o desaire registado a 29 de Novembro de 2003 quando um foguetão H-2A/2024 falhou a colocação em órbita de dois satélites militares.

H-2A, a esperança espacial do Japão

O desenvolvimento do lançador H-2A surgiu após os maus resultados obtidos com o lançador H-2 que resultaram na perda de vários satélites nas suas missões finais.

O H-2A na sua versão 2022 é um lançador a três estágios auxiliados por uma série de propulsores laterais de combustível sólido e de ignição sequencial. Basicamente esta é uma versão de baixo custo desenvolvida para o mercado comercial, na qual somente dois propulsores sólidos SRB-A entram em funcionamento no lançamento (na versão 2024 estes dois propulsores são auxiliados por quatro propulsores sólidos mais pequenos denominados SSB[11]). Assim, o H-2A/2022 tem a capacidade de colocar 10.000 kg numa órbita baixa de 300 km de altitude ou então pode colocar 4.100 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. No lançamento é capaz de desenvolver 5.600 kN, tendo uma massa total de 285.000 kg. O seu diâmetro é de 4,0 metros e o seu comprimento atinge os 53,00 metros.

O foguetão H-2A/2022 durante a fase de integração e montagem antes do seu transporte para a plataforma de lançamento do Complexo Yoshinubo. Imagem: JAXA.

Cada SRB-A (*Solid Rocket Boosters-A*), considerado por muitos como o estágio 0 (zero), tem um peso bruto de 76.400 kg, pesando 10.400 kg sem combustível. Cada propulsor tem um diâmetro de 2,5 metros, um comprimento de 15,2 metros e desenvolve 230.000 kgf no lançamento, com um Ies de 280 s (vácuo), um Ies-nm de 230 s e um Tq 101 s.

O segundo estágio do H-2A (H-2A-1) tem um peso bruto de 113.600 kg, pesando 13.600 kg sem combustível. Tem um diâmetro de 4,0 metros, um comprimento de 37,2 metros e desenvolve 112.000 kgf no lançamento, com um Ies de 440 s (vácuo), um Ies-nm de 338 s e um Tq 390 s. Está equipado com um motor LE-7A, desenvolvido pela *Mitsubishi*, que consome LOX e LH_2. O LE-7A pode variar a sua potência em 72%.

Finalmente o quarto estágio do H-2A (H-2A-2) tem um peso bruto de 19.600 kg, pesando 3.000 kg sem combustível. Tem um diâmetro de 4,0 metros, um comprimento de 9,2 metros e desenvolve 14.000 kgf no lançamento, com um Ies de 447 s e um Tq 534 s. Está equipado com um motor LE-5B, desenvolvido pela *Mitsubishi*, que consome LOX e LH_2.

Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
1F	H-2A 2024	29-Ago-01	7:00:00	LRE (26898 01-038A) VEP-1 (26899 01-038B)
2F	H-2A 2024	04-Fev-02	2:45:00	MDS-1 Tsubasa (27367 02-003A) DASH (27368 01-003B) VEP-3 (27369 01-003C)
3F	H-2A 2024	10-Set-02	8:20:00	USERS (27515 02-042A) DRTS Kodama (24516 02-042B)
4F	H-2A 2024	14-Dez-02	1:31:00	Adeos-2 'Midori-2' (27597 02-056A) FedSat-1 (27598 02-056B) WEOS 'Kanta Kun' (27599 02-056C) MicroLab Sat (27600 02-056D)
5F	H-2A 2024	28-Mar-03	1:27:00	IGS-1a (27698 03-009A) IGS-1b (27699 03-009B)
6F	H-2A 2024	29-Nov-03	4:33:00	IGS-2a IGS-2b
7F	H-2A 2022	26-Fev-05	9:25:00	Himawari 'MTSat-1R' (28622 2005-006A)

[11] Cada SSB (*Solid Strap-on Boosters*) tem um peso bruto de 15.200 kg, pesando 2.100 kg sem combustível. Cada propulsor tem um diâmetro de 1,0 metro, um comprimento de 14,9 metros e desenvolve 63.900 kgf no lançamento, com um Ies de 283 s (vácuo) e um Tq 60 s. Estes propulsores constituem o terceiro (dois propulsores) e quarto estágio (restantes dois SSB) na fase de lançamento. Cada SSB está equipado com um motor Castor-4AXL também designado por TX-780XL e é desenvolvido pela *Thiokol*. O Castor-4AXL tem um peso bruto de 14.851 kg, pesando 1.723 kg sem combustível. Desenvolve 61.164 kgf no lançamento, com um Ies de 269 s (vácuo) e um Tq 60 s.

Himawari-6, o controlador dos ares

A 19 de Março de 2004 a empresa Space Systems/Loral anuncava que havia terminado a fase de integração e testes do satélite MTSat-1R e que o veículo havia sido enviado para o Centro Espacial de Tanegashima. O satélite MTSat-1R foi construído para o Bureau Japonês de Avião Civil e para a Agência Meteorológica do Japão, ambos sobre a alçada do Ministério do Território, Infra-estruturas e Transportes do Japão.

O satélite Himawari-6 (anteriormente conhecido como MTSat-1R) na fase final dos preparativos para o seu lançamento. Na imagem o satélite está a ser colocado sobre o ponto de ligação física com o estágio final do lançador. Imagem: JAXA.

O MTSat-1R é um veículo multifuncional que levará a cabo serviços aeronáuticos no controlo do tráfego aéreo e serviços de meteorologia. Operando na banda-L, o satélite irá proporcionar comunicações e serviços navegacionais para os aviões e irá recolher dados meteorológicos para os utilizadores na região da Ásia e do Pacífico até à Austrália e Nova Zelândia. Assim, o MTSat-1R será utilizado para aumentar a eficiência das rotas de aviação, proporcionar um planeamento dos perfis de voo mais flexíveis, melhorar a segurança das viagens aéreas e melhoras a qualidade das comunicações aeronáuticas. Por outro lado, o satélite irá auxiliar na obtenção de dados observacionais para estações de processamento e proporcionar imagens do coberto de nuvens e distribuição do vapor de água, além de observar os vectores de vento, temperaturas da superfície dos mares, e obter informações acerca de tufões, baixas pressões e actividades das frentes meteorológicas.

O MTSat-1R é uma versão do modelo LS-1300 estabilizado nos três eixos espaciais. O satélite utiliza muitas das tecnologias desenvolvidas para os recentes satélites americanos do programa GOES (*Geostacionary Operational Environmental Satellite*). O MTSat-1R tinha uma massa de 3.300 kg no lançamento.

Lançamento do Himawari-6

O lançamento do satélite MTSat-1R estava inicialmente previsto para ter lugar em Agosto de 2003, mas o acidente com o H-2A/2024 (F6) a 29 de Novembro de 2003 adiaria o lançamento para Janeiro de 2004 e posteriormente para Fevereiro de 2005. A 9 de Dezembro de 2004 o portal *SpaceDaily.com* anuncia[12] que o regresso do H-2A havia sido estabelecido para o início de 2005.

A sétima missão do H-2A segue-se após um exame completo de todos os sistemas do lançador levado a cabo por engenheiros da *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.* e por engenheiros da agência espacial japonesa JAXA. A vistoria total ao lançador abrangeu não só os propulsores laterais de combustível sólido (que foi a causa do falhanço de Novembro de 2003), mas também os restantes estágios do lançador, tendo identificado 786 pontos problemáticos no sistema. Em Julho de 2004 era estabelecido um grupo de controlo de qualidade composto por seis especialistas da *Toyota Motor Corp.* e das linhas aéreas japonesas (JAL) com o objectivo de melhorar a imagem da agência espacial japonesa. Com este grupo a agência JAXA tem como objectivo desenvolver com a JAL as suas capacidades de análise com a empresa aérea que possui uma média de um acidente em cada milhão de voos e com o construtor de automóveis que possui um sistema de controlo de qualidade único.

Os preparativos para esta missão tiveram início em Março de 2004 quando o satélite MTSat-1R foi transportado para o Centro Espacial de Tanegashima desde o seu local de construção em Palo Alto, Califórnia. O primeiro e o segundo estágio do lançador H-2A/2022 chegaram ao centro espacial transportados por barcos a 6 de Janeiro de 2005, iniciando-se dois dias mais tarde a integração e montagem do lançador. A 24 de Janeiro o veículo encontrava-se já completo, tendo já sido colocados os dois propulsores laterais de combustível sólido e dois outros propulsores mais pequenos.

A 2 de Fevereiro de 2005 a denominada CAS (Comissão de Actividades Especiais) autorizava formalmente o plano de lançamento do satélite MTSat-1R no dia 24 de Fevereiro. Nesta altura já havia sido levada a cabo uma verificação final de todos os componentes e sistemas quer do lançador quer do satélite que entretanto já havia sido abastecido em finais de Janeiro com os propolentes que seriam utilizados nas suas manobras orbitais.

[12] "***Japan to resume rocket launches after spy satellite flop***", http://www.spacedaily.com/2004/041209093207.7t1d2ifr.html

O denominado ensaio WTR (*Wet Dress Rehersal*) do H-2A/2022 foi levado a cabo a 8 de Fevereiro. Este ensaio teve como objectivo verificar todas as funções do lançador, dos equipamentos no solo e das instalações que permitem o abastecimento criogénico do primeiro e do segundo estágio do veículo. O foguetão H-2A/2002 (F7) foi transportado sobre a plataforma móvel de lançamento desde o edifício de montagem para a plataforma de lançamento situada a 500 metros de distância. Todos os procedimentos, testes e verificações decorreram como previsto.

A colocação do satélite no adaptador de carga do H-2A/2022 teve lugar a 8 de Fevereiro com o MTSat-1R a ser ligado fisicamente com a estrutura que suportaria no lançador. Estas operações decorreram no edifício de montagem SFA2 (*Spacecraft and Fairing Assembly Building 2*). O satélite foi transportado para o SFA2 por um guindaste que o colocou sobre o adaptador de carga. A combinação MTSat-1R / PLA (*Payload Adapter*) foi posteriormente colocada sobre a estrutura de suporte de carga (Imagem ao lado cedida pela JAXA) que fará a ligação física ao foguetão lançador. Este conjunto foi posteriormente colocado no interior da ogiva de protecção do lançador numa operação que teve lugar entre os dias 10 a 14 de Fevereiro (Imagem em baixo cedida pela JAXA). A ogiva de protecção utilizada no lançamento do MTSat-1R tinha um comprimento de 12,0 metros e um diâmetro de 5,0 metros.

No dia 16 de Fevereiro o satélite MTSat-1R (já no interior da ogiva de protecção) foi transportado desde o edifício SFA2 para o edifício de montagem do lançador dando assim início às operações finais de montagem do H-2A/2022. O transporte do satélite foi levado a cabo por um veículo equipado com ar condicionado de forma a manter nas condições necessárias o ambiente interior da ogiva de protecção (temperatura, humidade e esterilidade). Após chegar ao edifício de montagem do lançador, o satélite foi elevado e começaram as operações para acoplar a ogiva com o estágio superior do H-2A/2022. Após a sua colocação sobre o estágio superior do lançador, deram-se início a 17 de Fevereiro às verificações funcionais de todo o sistema. Foram levadas a cabo inspecções aos sistemas eléctricos e aos sistemas de protecção dos circuitos dos dispositivos pirotécnicos da ogiva de protecção. Foram também levados a cabo verificações funcionais das câmaras de CCD a bordo e procedeu-se à inspecção das baterias do lançador. O estado do MTSat-1R foi verificado através da realização de testes de comunicações com o veículo no interior da ogiva de protecção.

A 19 de Fevereiro procedeu-se à revisão final antes do lançamento tendo-se concluído que tudo estava a postos para a missão. Como resultado desta revisão os técnicos da agência espacial japonesa decidiram passar para a fase de operações da contagem decrescente a 20 de Fevereiro (denominada Y-3). Diferentemente do que se passa em outros países, no Japão a hora do

lançamento é denominada "X-tempo" ou X-0 (*ex* menos zero), enquanto que o dia do lançamento é denominado "Y-0" (*wai* menos zero). Todos os preparativos para o lançamento são baseados nestes dois zeros.

A 22 de Fevereiro era anunciado que o lançamento seria adiado por 48 horas para o dia 26 de Fevereiro devido às más condições atmosféricas previstas para o dia 24.

Ás 2225UTC do dia 25 de Fevereiro o foguetão lançador foi transportado para a plataforma de lançamento Yoshinubo e pouco depois deu-se início às operações de abastecimento criogénico do primeiro e do segundo estágios. Pelas 0800UTC do dia 26 de Fevereiro era anunciado que o lançamento seria adiado por alguns minutos devido a um problema de comunicações entre o lançador e as instalações no solo. Pelas 0835UTC era anunciado que o lançamento teria lugar às 0925UTC (anteriormente estava agendado para as 0809UTC).

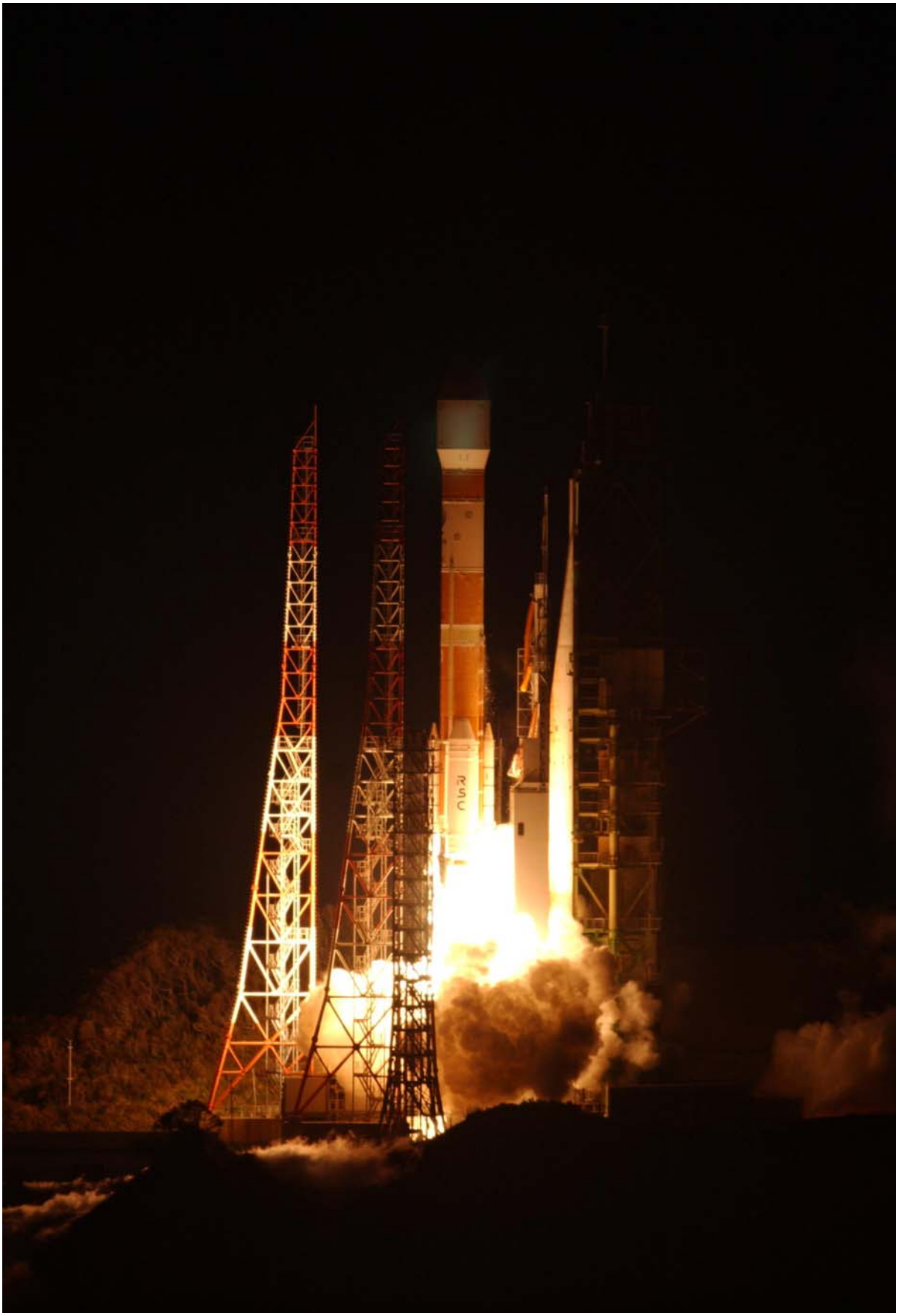
O lançamento da sétima missão do H-2A teve lugar na hora prevista e sem qualquer problema. A T+46s teve lugar a ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido mais pequenos suja queima teve a duração de 60 segundos. A separação dos quatro propulsores sólidos teve lugar às 0928UTC. De seguida deu-se a separação da ogiva de protecção do satélite MTSat-1R e o final da queima e separação do primeiro estágio ocorreu pelas 0931UTC, com o segundo estágio a entrar em ignição de seguida.

O final da primeira queima do segundo estágio teve lugar às 0938UTC entrando de novo em ignição às 0950UTC. A segunda queima foi finalizada às 0953UTC com o satélite da separar-se do segundo estágio do lançador às 1005UTC.

O foguetão lançador H-2A/2022 (F7) na Plataforma de Lançamento Yoshinubo do Centro Espacial de Tanegashima durante os preparativos para o seu lançamento que teve lugar às 0925UTC do dia 26 de Fevereiro de 2005. Imagens: JAXA.

O satélite MTSat-1R foi rebaptizado Himawari-6, recebendo a Designação Internacional 2005-006A, tendo o número de catálogo orbital 28622.

Este foi o 4369 lançamento orbital levado a cabo desde Outubro de 1957, sendo o 61º lançamento orbital do Japão e o 36º lançamento orbital levado a cabo desde Tanegashima.



28 de Fevereiro – 11A511U Soyuz-U (093)

Progress M-52 (ISS-17P)

Dependendo dos cargueiros espaciais russos para se manter operacional em órbita terrestre, a ISS recebeu a visita de mais um Progress M em Março de 2005. A missão ISS-17P foi lançada desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur às 1909:18UTC do dia 28 de Fevereiro. O voo do Progress M-52 foi a continuação de um sucesso iniciado a 20 de Janeiro de 1978 com a colocação em órbita do Progress-1 (10603 1978-008A).

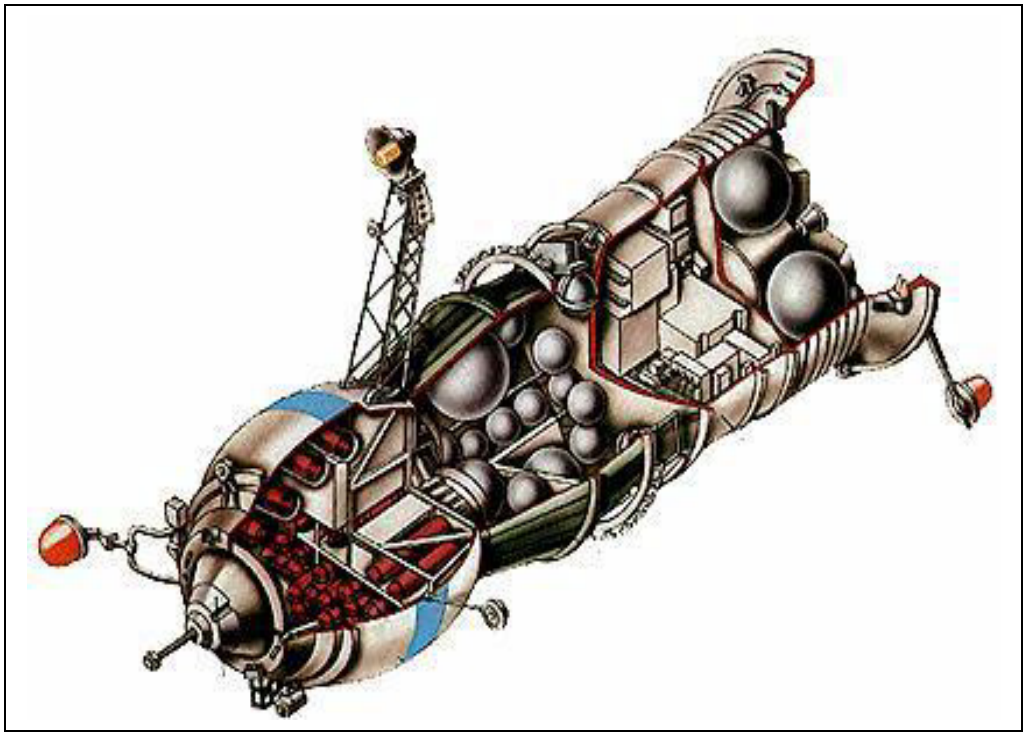
Os cargueiros Progress M

Ao abandonar o seu programa lunar tripulado a União Soviética prosseguiu o seu programa espacial ao colocar sucessivamente em órbita terrestre uma série de estações espaciais tripuladas nas quais os cosmonautas soviéticos e posteriormente russos estabeleceram recordes de permanência no espaço. Começando inicialmente com estadias de curtas semanas e passando posteriormente para longos meses, os cosmonautas soviéticos eram abastecidos no início pelas tripulações que os visitavam em órbita, mas desde cedo, e começando com a Salyut-6, a União Soviética iniciou a utilização dos veículos espaciais de carga Progress. Os Progress representaram um grande avanço nas longas permanências em órbita, pois permitiam transportar para as estações espaciais víveres, instrumentação, água, combustível, etc. Os cargueiros são também utilizados para elevar as órbitas das estações, para descartar o lixo produzido a bordo dos postos orbitais e para a realização de diversas experiências científicas.

Ao longo de mais de 30 anos foram colocados em órbitas dezenas de veículos deste tipo que são baseados no mesmo modelo das cápsulas tripuladas Soyuz e que têm vindo a sofrer alterações e melhorias desde então.

A versão carga da Soyuz

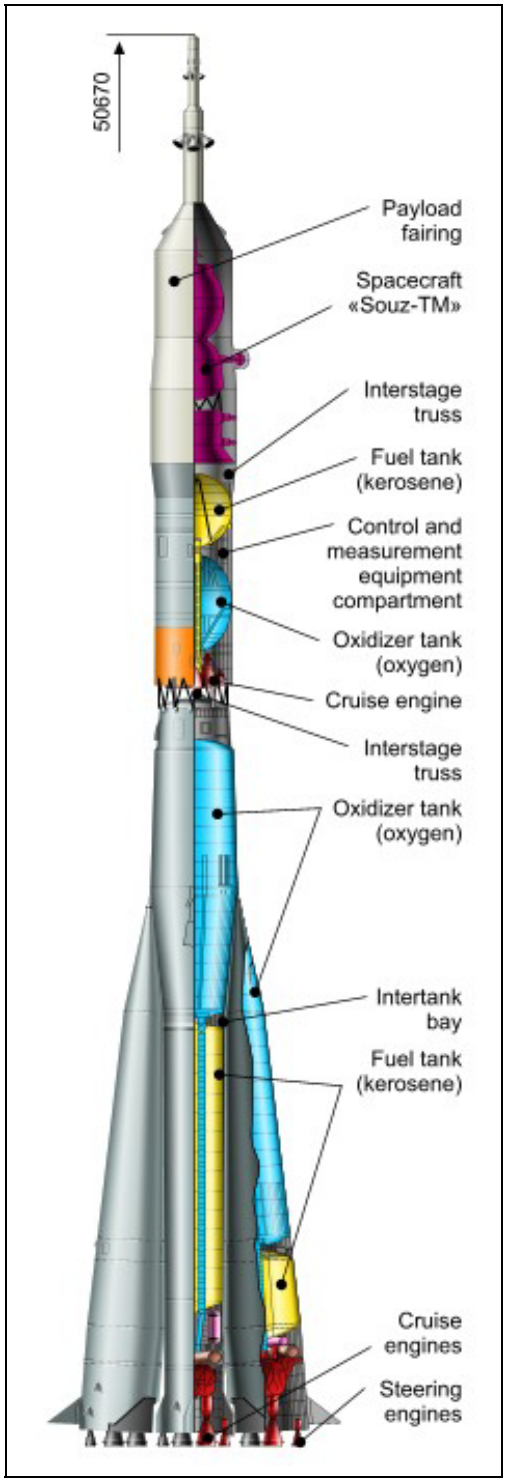
O cargueiro 11F615A55 7K-TGM n.º 352 foi o 107º cargueiro russo a ser colocado em órbita, dos quais 43 foram do tipo Progress (incluindo o cargueiro Cosmos 1669), 53 do tipo Progress M (incluindo o Progress M-SO1) e 11 do tipo Progress M1. Os Progress 1 a 12 serviram a estação orbital Salyut 6; os Progress 13 a 24 e o Cosmos 1669 serviram a estação orbital Salyut 7; os Progress 25 a 42, Progress M a M-43 e Progress M1-1, M1-2 e M1-5 serviram a saudosa estação orbital Mir.



O veículo Progress M é uma versão modificada do modelo original do cargueiro 7K-TG Progress (11F615A15), com um novo módulo de serviço e com sistemas de acoplagem adaptados da 7K-ST Soyuz T (11F732). Com os Progress M deixaram de ser utilizados os modelos do sistema de escape de emergência que eram utilizados anteriormente de forma a manter o equilíbrio aerodinâmico do lançador. Tal como os outros tipos de cargueiros, o Progress M é constituído por três módulos:

- Módulo de Carga – GO "*Gruzovoi Otsek*" (com um comprimento de 3,0 metros, um diâmetro de 2,3 metros e um peso de 2.520 kg) com um sistema de acoplagem e está equipado com duas antenas tipo Kurs;

- Módulo de Reabastecimento – OKD "*Otsek Komponentov Dozapravki"* (com um comprimento de 2,2 metros, um diâmetro de 2,2 metros e um peso de 1.980 kg) destinado ao transporte de combustível para as estações espaciais;
- Módulo de Serviço PAO "*Priborno-Agregatniy Otsek*" (com um comprimento de 2,3 metros, um diâmetro de 2,1 metros e um peso de 2.950 kg) que contém os motores do veículo tanto para propulsão como para manobras orbitais. O seu aspecto exterior é muito semelhante ao dos veículos tripulados da série 17K-STM Soyuz TM (11F732).



O venerável 11A511U Soyuz-U

O foguetão 11A511U Soyuz-U é a versão do lançador 11A511 Soyuz, mais utilizada pela Rússia para colocar em órbita os mais variados tipos de satélites. Pertencente à família do R-7, o Soyuz-U também tem as designações SS-6 Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos), A-2 (Designação Sheldom).

O Soyuz-U é fabricado pelo Centro Espacial Estatal Progress de Produção e Pesquisa em Foguetões (*TsSKB Progress*) em Samara, sobre contrato com a agência espacial russa.

No total já foram lançados 707 veículos deste tipo dos quais somente 19 falharam, tendo assim uma fiabilidade de 97,31%.

O foguetão 11A511U Soyuz-U com o cargueiro Progress M tem um peso de 313.000 kg no lançamento, pesando aproximadamente 297.000 kg sem a sua carga. Sem combustível o veículo atinge os 26.500 kg (contando com a ogiva de protecção da carga). O foguetão tem uma altura máxima de 36,5 metros (sem o módulo orbital). É capaz de colocar uma carga de 6.855 kg numa órbita média a 220 km de altitude e com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 410.464 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 297.400 kg. O seu comprimento atinge os 51,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O módulo orbital (onde está localizada a carga a transportar) pode ter uma altura entre os 7,31 metros e os 10,14 metros dependendo da carga. O diâmetro máximo da sua secção cilíndrica varia entre os 2,7 metros e os 3,3 metros (dependendo da carga a transportar).

O foguetão possui um sistema de controlo analógico e tem uma precisão na inserção orbital de 10 km em respeito à altitude, 6 segundos em respeito ao período orbital e de 2' no que diz respeito ao ângulo de inclinação orbital.

É um veículo de três estágios, sendo o primeiro estágio constituído por quatro propulsores laterais a combustível líquido designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso de 43.400 kg, pesando 3.800 kg sem combustível. O seu comprimento máximo é de 19,8 metros e a sua envergadura é de 3,82 metros. O tanque de propolente (querosene e oxigénio) tem um diâmetro de 2,68 metros. Cada propulsor tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

Cada propulsor tem um motor RD-117 e o tempo de queima é de aproximadamente 118 s. O RD-117 desenvolve 101.130 kgf no vácuo durante 118 s. O seu Ies é de 314 s e o Ies-nm é de 257 s, sendo o Tq de 118 s. Cada motor tem um peso de 1.200 kg, um diâmetro de 1,4 metros e um comprimento de 2,9 metros. Têm quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão no interior de 58,50 bar. Este motor foi desenhado por Valentin Glushko.

O Block A constitui o corpo principal do lançador e é o segundo estágio, estando equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de

99.500 kg, este estágio pesa 6.550 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 99.700 kgf no vácuo. Tem um Ies de 315 s e um Tq de 280s. Como propolentes usa o LOX e o querosene (capazes de desenvolver um Isp-nm de 248 s). O Block A tem um comprimento de 27,1 metros e um diâmetro de 2,95 metros. O diâmetro máximo dos tanques de propolente é de 2,66 metros.

Este estágio tem como componentes auxiliares as unidades de actuação das turbo-bombas (peróxido de hidrogénio) e os componentes auxiliares de pressurização dos tanques de propolente (nitrogénio).

A tabela seguinte indica os últimos dez lançamentos orbitais levados a cabo com o foguetão 11A511U Soyuz-U.

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2003-006	2-Fev-03	18:59:00	Ya15000-060	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-47 (27680 2003-006A)
2003-025	8-Jun-03	10:34:19	D15000-681	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-10 (27823 2003-025A)
2003-035	12-Ago-03	14:20:00		GIK-5 Baikonur	17P32-6	Cosmos 2399 (27856 2003-035A)
2003-039	29-Ago-03	1:47:59	D15000-682	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-48 (27873 2003-039A)
2004-002	29-Jan-04	11:58:06	683	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M1-11 (28142 2004-002A)
2004-019	25-Mai-04	12:34:23	684	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-49 (28261 2004-019A)
2004-032	11-Ago-04	5:03:07	685	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-50 (28399 2004-032A)
2004-038	24-Set-04	16:50:00		GIK-1 Plesetsk	LC16/1	Cosmos 2410 (28396 2004-038A)
2004-051	23-Dez-04	22:19:34	092	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-51 (28503 2004-051A)
2005-007	28-Fev-05	19:09:18	093	GIK-5 Baikonur	17P32-5	Progress M-52 (28624 2005-007A)

O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko nos anos 60. É capaz de desenvolver uma força de 101.632 kgf no vácuo, tendo um Ies de 315 s e um Ies-nm de 248 s. O seu tempo de queima é de 286 s. O peso do motor é de 1.400 kg, tendo um diâmetro de 1,4 metros, um comprimento de 2,9 metros. As suas quatro câmaras de combustão desenvolvem uma pressão de 51,00 bar.

O foguetão 11A511U Soyuz-U (093) no interior do edifício de integração e montagem MIK-112 no Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagem: Roskosmos.

O terceiro e último estágio do lançador é o Block I equipado com um motor RD-0110. Tem um peso bruto de 25.300 kg e sem combustível pesa 2.710 kg. É capaz de desenvolver 30.400 kgf e o seu Ies é de 330 s, tendo um tempo de queima de 230 s. Tem um comprimento de 6,7 metros (podendo atingir os 9,4 metros dependendo da carga a transportar) e um diâmetro de 2,66 metros (com uma envergadura de 2,95 metros), utilizando como propolentes o LOX e o querosene. O motor RD-0110, também designado RD-461, foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 68,20 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.380 kgf, tendo um Ies de 326 s e um tempo de queima de 250 s. Tem um diâmetro de 2,2 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire

com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk.

O lançamento que colocou em órbita o cargueiro Progress M-52 marcou o 1.694º lançamento com sucesso para um lançador da família do R-7.

Actuais versões derivadas do R-7 Semyorka

Actualmente existem quatro versões em uso de lançadores que derivam directamente do míssil balístico intercontinental R-7 Semyorka desenvolvido por Serguei Korolev nos anos 50 do século passado. Esses lançadores são o 11A511U Soyuz-U, o 11A511FG Soyuz-FG, o 8K78M Molniya-M e o 14A14 Soyuz-2 1A. Em 2006 espera-se o lançamento inaugural do 14A14 Soyuz-2 1B. Estas duas versões deverão substituir posteriormente os foguetões 11A511U Soyuz-U e 11A511FG Soyuz-FG.

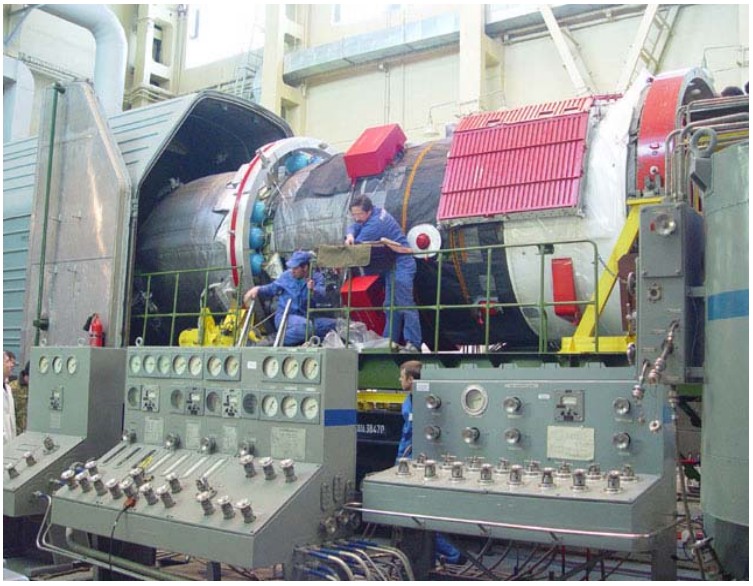
Mais tarde estão ainda previstos o desenvolvimento dos foguetões Aurora (para lançamentos comerciais) e Onega (este último irá lançar o novo veículo espacial tripulado russo Klipper caso o seu desenvolvimento seja concretizado).

Lançamento do Progress M-52

A 19 de Janeiro de 2005 a agência espacial russa anunciava que o cargueiro 11F615A55 7K-TGM n.º 352 seria enviado para o Cosmódromo GIK-5 Baikonur no Cazaquistão via caminho-de-ferro na noite de 19 para 20 de Janeiro. Após chegar ao cosmódromo foram iniciados os preparativos para o lançamento de mais um cargueiro para a ISS com o veículo a ser retirado do seu contentor de transporte e a ser colocado sobre uma plataforma de trabalho móvel. As primeiras tarefas a levar a cabo foram a montagem das condutas de serviço do cargueiro e a realização de uma verificação geral dos sistemas do veículo.

A 18 de Fevereiro os especialistas da Corporação RKK Energia verificaram a possível existência de fugas no veículo, sendo estes trabalhos levados a cabo interior do edifício de montagem e testes na Área 254 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Após a realização destes testes teve lugar no dia seguinte uma reunião da Comissão Técnica Estatal que tomou a decisão de prosseguir com o abastecimento do cargueiro com os seus propolentes e gases de pressurização necessários para as manobras orbitais. Este processo teve lugar a 20 de Fevereiro.

Depois de abastecido o cargueiro Progress foi transferido no dia 21 de Fevereiro para as instalações de montagem e teste onde foi submetido às últimas operações de processamento, sendo acoplado ao compartimento de transferência no dia 22. A 23 de Fevereiro o veículo 7K-TGM (11F615A55) nº 352 foi inspeccionado pelos engenheiros da Corporação RKK Energia que no final aprovaram a sua colocação no interior da ogiva de protecção do lançador formando assim o módulo orbital. No dia seguinte o módulo orbital foi transportado desde o edifício de MIK-254 para o edifício de integração e montagem do lançador MIK-112 no qual foi acoplado aos estágios inferiores do 11A511U Soyuz-U (093).



Na imagem superior os técnicos da Corporação Energia verificão a existência de fugas no sistema de acoplagem do Progress M-52 que foi abastecido com os propolentes para as manobras orbitais a 20 de Fevereiro de 2005. Imagens: RKK Energia.

Neste dia teve lugar também uma reunião da Comissão Técnica Governamental e da Direcção Técnica que aprovou o transporte do veículo para a plataforma de lançamento.

O transporte do conjunto 11A511U Soyuz-U (093) / 7K-TGM (11F615A55) nº 352 para a Plataforma de Lançamento PU-5 do Complexo de Lançamento LC1 (17P32-5) teve lugar no dia 26 de Fevereiro, iniciando-se às 0200UTC. O transporte foi feito por uma via-férrea que liga o edifício MIK-112 ao complexo de lançamento. O conjunto de veículos é composto por uma locomotiva de alta potência que faz a tracção de um vagão contendo instrumentação que ajuda a manter em bom estado o lançador e a sua carga. O transporte do lançador é feito na horizontal, sendo colocado numa posição vertical sobre o fosso das chamas por um sistema pneumático que eleva e assenta o veículo na plataforma.

Às 063000UTC tiveram inicio os preparativos para o lançamento com os testes finais a serem iniciados às 1230UTC. Pelas 1430UTC foram levadas a cabo análises dos dados telemétricos provenientes do lançador com os resultados finais do teste a serem reportados às 1500UTC no edifício MIK-254. Ás 1500UTC do dia 28 de Fevereiro teve início mais uma reunião da Comissão Técnica Estatal que analisou o estado dos preparativos para o lançamento. Após esta reunião foi dada luz verde para o início do abastecimento do lançador com querosene às 1525UTC, seguindo-se o acondicionamento térmico do sistema de abastecimento 11G722 às 1535UTC. As condutas de serviço e os tanques de oxigénio líquido do lançador foram arrefecidos às 1545UTC e o início do abastecimento de oxigénio líquido teve lugar às 1610UTC. O arrefecimento do lançador com nitrogénio e posterior abastecimento teve início às 1615UTC, seguindo-se o abastecimento com peróxido de hidrogénio às 1650UTC. A equalização da pressão do peróxido de hidrogénio ocorreu às 1715UTC. Após ter sido equalizada a pressão do peróxido de hidrogénio procedeu-se à retirada das condutas do oxigénio líquido às 1740UTC. As denominadas unidades de abastecimento 8G0119 e 8G029K foram retiradas das colunas de abastecimento às 1740UTC. Todas as unidades de serviço na Plataforma de Lançamento 17P32-5 (LC1 PU-5) foram evacuadas às 1755UTC.

O lançamento do foguetão 11A511U Soyuz-U (093) com o veículo 7K-TGM (11F615A55) nº 352 teve lugar às 1909:18UTC. A separação dos quatro propulsores laterais teve lugar às 1911:17UTC (T+118s) seguindo-se a separação da ogiva

de protecção às 1911:59UTC (T+161s). A separação do segundo estágio teve lugar às 1914:05UTC (T+287s) e a separação da secção inferior do terceiro estágio deu-se às 1914:15UTC (T+297s).

Os quatro propulsores laterais caíram na denominada Área de Impacto (AI) 16, situada do Distrito de Karaganda, Cazaquistão. O impacto da ogiva de protecção registou-se na AI-69 situada no mesmo distrito, enquanto que o segundo estágio caiu na AI-306 situada no Distrito de Altai, República de Altai (Rússia) – Distrito de Cazaquistão Este; Cazaquistão, tal como a secção posterior do terceiro estágio.

O final da queima do terceiro estágio, Block-I, teve lugar às 1918:04UTC (T+526s), com o veículo 7K-TGM (11F615A55) nº 352 a separar-se do estágio às 1918:07UTC (T+529s) e a receber a designação Progress M-52. O Progress M-52 deveria ser colocado numa órbita terrestre baixa com um apogeu a 245 km de altitude (com um erro aceitável de +/- 42 km), um perigeu de 193 km de altitude (com um erro aceitável de + 7 km ou -15 km), uma inclinação orbital de 51,66º em relação ao equador terrestre (com um erro aceitável de +/- 0,06º) e um período orbital de 88,59 minutos (com um erro aceotável de +/- 0,37 minutos). Os parâmetros orbitais registados após a inserção orbital foram de: apogeu de 275 km, perigeu de 230 km, inclinação orbital de 51,65º e período orbital de 89,55 minutos. Nos dias posteriores ao lançamento o cargueiro executou uma série de manobras orbitais de forma a igualar a sua órbita com a órbita da ISS.

A acoplagem com o porto axial de acoplagem do módulo Zvezda da ISS teve lugar às 2010UTC do dia 2 de Março. A manobra de acoplagem e a acoplagem em si foram levadas a cabo em modo automático com o cosmonauta Salizhan Sharipov a comandar o sistema TORU para levar a cabo a acoplagem caso fosse necessário.

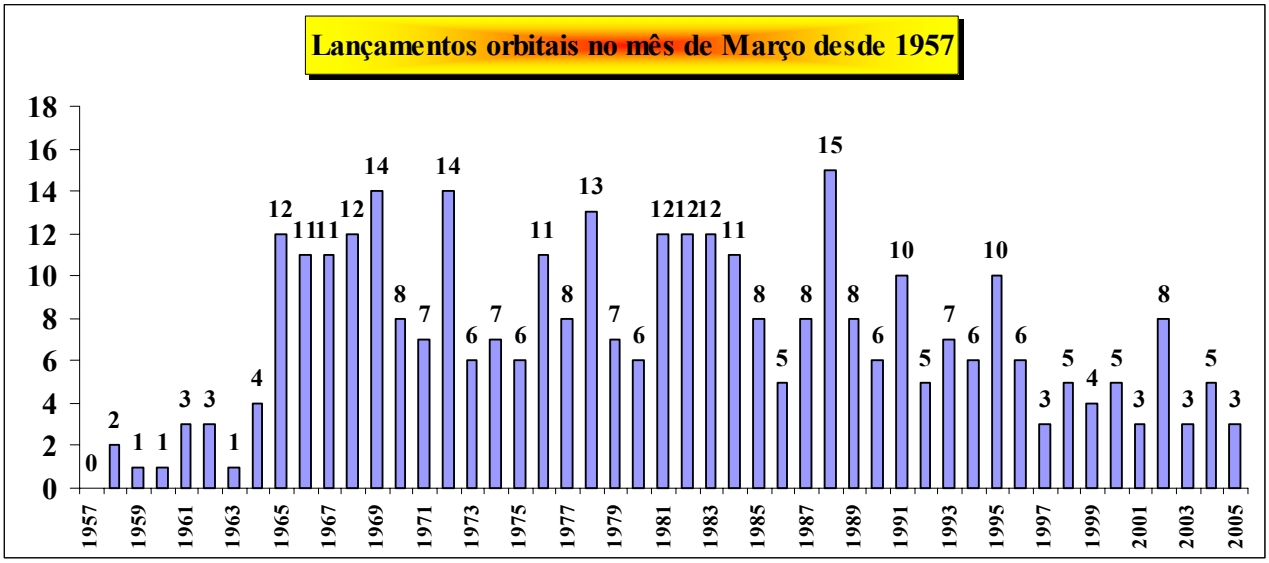
Com um peso no lançamento de 7.265 kg, o Progress M-52 transportou 2.500 kg de equipamento para a ISS, bem como combustível, água e mantimentos. Entre a carga transportava encontravam-se 50 caracóis que foram utilizados para um estudo sobre o equilíbrio em imponderabilidade. Neste estudo, conduzido por Salizhan Sharipov e Leroy Chiao, os caracóis foram colocados no interior de contentores fechados e climatizados e pretendeu estudar o sistema vestibular e o seu desempenho em órbita. O estudo pretendeu também analisar a forma de como os problemas relacionados com o equilíbrio se desenvolvem no espaço.

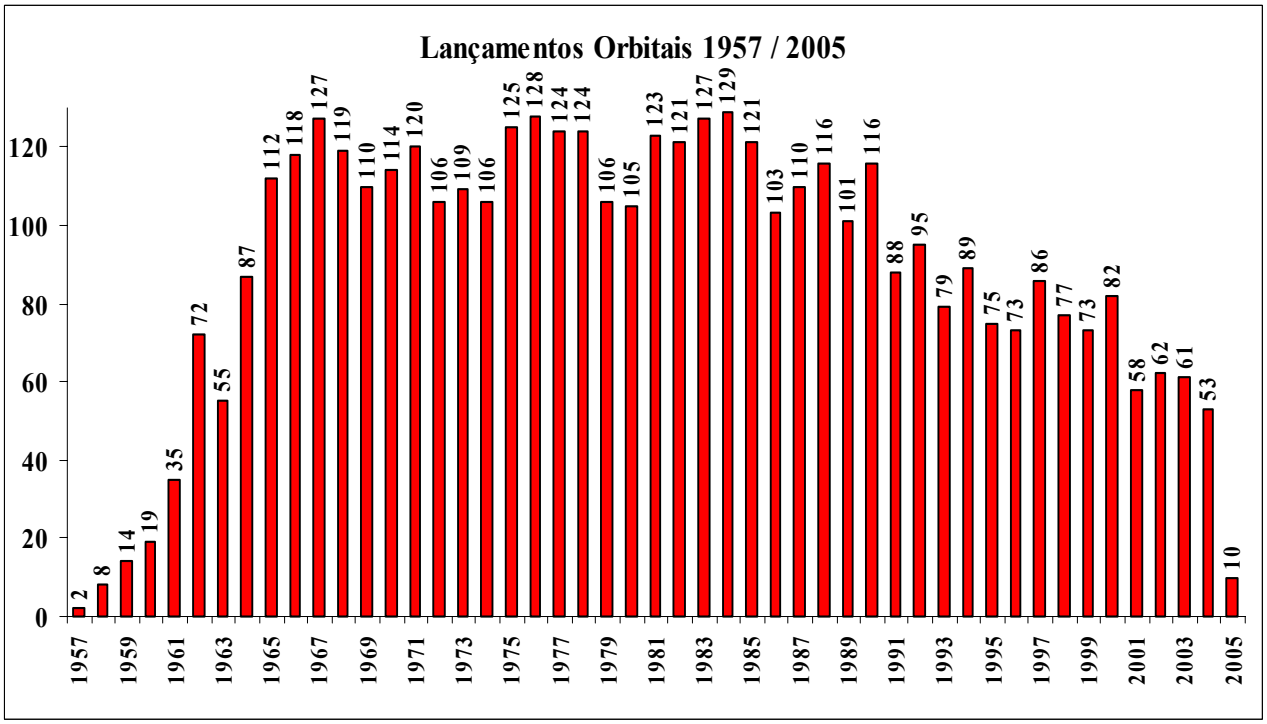
O Progress M-52 transportou também duas câmaras de alta resolução que serão utilizadas para observar o vaivém espacial OV-103 Discovery durante a fase de aproximação e acoplagem à ISS na primeira missão de um vaivém espacial após o desastre do Columbia. A bordo do cargueiro seguiu também o painel de controlo PCE (*Proximity Communications Equipment*) que será utilizado para comunicações durante a primeira acoplagem do veículo de carga ATV 'Jules Verne' da agência espacial europeia, além de outro equipamento que seria utilizado pelo astronauta Roberto Vittori a quando da sua visita à ISS em Abril de 2005.

Após entrar em órbita terrestre o Progress M-52 recebeu a designação internacional 2005-007A e o número de catálogo orbital 28624.

Março de 2005

Em Março de 2005 registaram-se 3 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita 3 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Março foram realizados 4.373 lançamentos orbitais, 348 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 7,958% do total e a uma média de 7,250 lançamentos orbitais por ano neste mês. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (431 lançamentos que correspondem a 9,856% do total), sendo o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (270 lançamentos que correspondem a 6,174% do total).





1 de Março – 11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-18)

XM-3 (Rhythm, Blues)

A família de lançadores Atlas-5 tem como base o denominado CCB (*Common Core Booster*) equipado com um único motor RD-180 de fabrico russo. Esta família de lançadores, que segue uma tecnologia distinta das anteriores versões do Atlas, possui duas séries: a série 400, que utiliza uma ogiva Atlas standard, e a série 500, que utiliza uma ogiva com um diâmetro de 5 metros e que deriva da ogiva desenvolvida para o foguetão europeu Ariane. Os lançadores da série 500 podem também ter uma performance melhorada utilizando até cinco propulsores laterais de combustível sólido. As duas séries do Atlas-5 incorporam uma versão alongada do estágio superior Centaur e que pode ser configurada de forma a possuir um só motor (Centaur SEC) ou dois motores (Centaur DEC).

O foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL é transferido desde o navio de comando *Sea Launch Commander* para a plataforma Odyssey. Após ser colocado no hangar de manutenção, o foguetão é colocado sobre o sistema que o irá colocar na posição vertical para o lançamento. Imagem: *Sea Launch*.

O Atlas-5 pode ser lançado tanto desde o Cabo Canaveral AFS (SLC-41), Florida, ou desde a Base Aérea de Vandenberg (SLC-3W), Califórnia.

O lançador 11K77 Zenit-3SL DM-SL

O foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL, também designado J-1 (Designação Sheldom) ou SL-16 (Departamento de Defesa dos Estados Unidos e NATO), pertence à família dos lançadores Energiya e foi desenvolvido, na sua versão original como 11K77 Zenit-2, para servir como substituto dos lançadores derivados a partir de mísseis balísticos intercontinentais utilizados desde os anos 60. Porém, e sendo construído na Ucrânia, com a desintegração da União Soviética a planeada produção em grande escala deste lançador foi cancelada e o seu futuro ameaçado com o investimento feito na família de lançadores Angara.

O desenvolvimento do Zenit foi iniciado em 1978 e os primeiros testes do primeiro estágio Zenit-1 foram iniciados em 1982, tendo os trabalhos na primeira plataforma destes lançadores sido concluídos em Dezembro de 1983. Apesar de todos os trabalhos nas instalações de apoio para os veículos estarem prontas, o primeiro lançamento foi sucessivamente adiado devido aos problemas no desenvolvimento do primeiro estágio.

Finalmente a 13 de Abril de 1985 foi iniciada uma série de lançamentos de ensaio que se prolongou até 1987 colocando em órbita uma série de cargas experimentais, findos os quais todo o sistema do Zenit foi aceite para uso militar.

Uma versão do seu primeiro estágio foi utilizada como propulsor lateral do potente 11K25 Energia, entretanto abandonado. Foram construídas duas plataformas em GIK-5 Baikonur, mas outras plataformas em GIK-1 Plesetsk nunca foram concluídas sendo entretanto convertidas para serem utilizadas com os Angara.

Desde o inicio do programa que estava prevista a construção de um lançador a três estágios, o Zenit-3, para colocar cargas na órbita geossíncrona. Esta versão utilizaria o estágio 11D68 Block-D já utilizado no 11A52 N1 Nositol e 8K82K Proton-K, podendo assim substituir este lançador na colocação de satélites na órbita de Clarke. Nos anos 80 foi considerado o seu lançamento a partir de uma base situada no Cabo York, Austrália, sendo posteriormente adoptado pelo consórcio *Sea Launch* para lançamentos a partir de uma plataforma petrolífera norueguesa reconvertida e situada no Oceano Pacífico no equador terrestre.

Este foi o 13º lançamento do 11K77 Zenit-3SL dos quais somente um fracassou (isto é, que resultou na perda do satélite), tendo assim uma taxa de sucesso de 92,31%. O primeiro lançamento do Zenit-3SL ocorreu a 28 de Março de 1999 (0129:59UTC) tendo colocado em órbita o satélite DemoSat (25661 1999-014A). Por outro lado, o primeiro fracasso teve lugar no seu terceiro lançamento ocorrido a 12 de Março de 2000 (1449:15UTC) quando falhou o lançamento do satélite ICO F-1.

O 11K77 Zenit-3SL desenvolve uma força de 740.000 kgf no lançamento, tendo um peso de 471.000 kg. Tem um comprimento de 59,6 metros e um diâmetro de 3,9 metros. O seu primeiro estágio, Zenit-1, tem um peso bruto de 354.300 kg,

pesando 28.600 kg sem combustível. No lançamento desenvolve 834.243 kgf, tendo um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 311 s e um Tq de 150 s. Tem um comprimento de 32,9 metros e um diâmetro de 3,9 metros. Este estágio está equipado com um motor RD-171 (11D521), com quatro câmaras de combustão, que consome LOX/Querosene. Este motor tem um peso de 9.500 kg, um diâmetro de 4,0 metros e um comprimento de 3,8 metros, sendo capaz de desenvolver 806.000 kgf (vácuo) com um Ies (vácuo) de 337 s, um Ies-nm de 309 s e um Tq de 150 s. Uma versão deste estágio foi utilizada como propulsor lateral no lançador 11K25 Energiya e recuperados após o lançamento com o uso de pára-quedas.

O foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL é colocado na posição vertical num teste dos sistemas antes de abandonar o porto de abrigo. Imagem: *Sea Launch*.

O segundo estágio, Zenit-2, tem um peso bruto de 90.600 kg e uma massa de 9.000 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 93.000 kgf (vácuo), tendo um Ies de 349 s e um Tq de 315 s. Tem um diâmetro de 3,9 metros e um comprimento de 11,5 metros. Está equipado com um motor RD-120 (também designado 11D123). Desenvolvido por Valentin Glushko, o motor tem um peso de 1.125 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 3,9 metros, desenvolvendo 85.000 kgf (em vácuo) com um Ies de 350 s e um Tq de 315 s. O RD-120 tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

O terceiro estágio, Block DM-SL ou 11D68, tem um peso bruto de 17.300 kg e uma massa de 2.720 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.660 kgf, tendo um Ies de 352 s e um Tq de 650 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros e um comprimento de 5,6 metros. Está equipado com um motor RD-58M (também designado 11D58M). Desenhado por Korolev e desenvolvido entre 1970 e 1974, o RD-58M tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.500 kgf (em vácuo) com um Ies de 353 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX/Querosene.

A seguinte tabela indica os últimos 10 lançamentos levados a cabo pelo 11K77 Zenit-3SL DM-SL:

Lançamento	Data	Hora UTC	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2001-012	18-Mar-01	22:33:30	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-2 Rock
2001-018	8-Mai-01	22:10:29	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-1 Roll
2002-030	15-Jun-02	22:39:30	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Galaxy-3C
2003-026	10-Jun-03	13:55:59	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Thurraya-2
2003-034	8-Ago-03	3:31:00	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	EchoStar-9 / Telstar-13
2003-044	1-Out-03	4:03:00	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Galaxy-13 / Horizons-1
2004-001	11-Jan-04	4:12:59	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Estrela do Sul-1 / Telstar-14
2004-016	4-Mai-04	12:42:00	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	DirecTV-7S
2004-024	29-Jun-04	3:58:59	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	Telstar-18 / Apstar-5
2005-008	1-Mar-05	3:51:59	11K77 Zenit-3SL	Oceano Pacífico	Odyssey	XM-3 Rhythm

O satélite XM-3 (Rhythm, Blues)

Em princípios de Agosto de 2003 a *XM Satellite Radio* anunciava os seus planos para colocar em órbita um terceiro satélite de comunicações além de encomendar um quarto veículo que serviria como suplente no solo e que seria colocado em órbita assim que necessário. Inicialmente a empresa lançara dois satélites utilizando os serviços da *Sea Launch*. Ambos os veículos foram baseados no modelo 702 da *Boeing Satellite Systems*.

O satélite XM-3 Rhythm é também baseado no modelo 702 e teve uma massa de 4.703 kg no lançamento. Tal como os satélites XM-1 'Roll'[13] e XM-2 'Rock'[14], o XM-3 'Rhythm. Blues' está equipado com equipamento para transmitir 18 kW de potência total. Para gerar uma potência tão elevada as duas asas dos painéis solares do satélite utilizam cinco painéis solares de alta eficiência com células de gálio-arsénico. O satélite transporta um sistema de propulsão que utiliza iões de xénon permitindo-lhe ter uma vida útil de 15 anos em órbita geostacionária.

Lançamento do satélite XM-3 'Rhythm, Blus'

Esta imagem foi obtida às 2210:27UTC do dia 22 de Fevereiro de 2005 por uma câmara instalada na plataforma Odyssey e nela é visível o foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-18). Nesta altura o lançamento já havia sido adiado por duas vezes devido às condições climatéricas vindo a ser adiado uma terceiro vez devido a problema técnicos com o lançador. Imagem: *Sea Launch*.

O lançamento do satélite XM-3 estava inicialmente previsto para ter lugar a 16 de Fevereiro de 2005, sendo no entanto adiado para o dia seguinte devido às más condições do mar no local onde se encontrava a Plataforma Odyssey. O lançamento seria novamente adiado a 17 de Fevereiro devido à continuação da ocorrência de alta ondulação e o lançamento seria agendado para o dia 23 de Fevereiro. Mas mesmo neste dia teria lugar um novo adiamento (desta vez a T-7m) devido a problemas técnicos com o foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-DL (SL-18). O lançamento seria adiado para o dia 1 de Março.

A 1 de Março a contagem decrescente seria bem sucedida e o lançamento teve lugar às 0351:59,170UTC. O final da queima do primeiro estágio teve lugar às 0354:29UTC (T+2m 30s) com o estágio a impactar no Oceano Pacífico a 780 km de distância do local de lançamento. A ignição do segundo estágio teria lugar às 0354:34UTC (T+2m 35s) e a separação da ogiva de protecção teve lugar às 0355:44UTC (T+3m 45s). As duas secções da ogiva acabariam por cair no mar a cerca de 1.000 km de distância do local de lançamento. Pelas 0358:49UTC (T+6m 50s) o motor RD-120 do segundo estágio diminuía de potência em preparação para o final da sua queima que teria lugar às 0359:09UTC (T+7m 10s), mantendo-se no entanto a funcionar os motores vernier deste estágio até às 0400:32UTC (T+8m 33). A separação do segundo estágio teria lugar logo de seguida e acabaria por cair no Oceano Pacífico a 4.560 km do local de lançamento.

A primeira ignição do estágio Block DM-SL era iniciada às 0400:44UTC (T+8m 45s) e era finalizada às 0409:09UTC (T+17m 10s), atingindo-se uma órbita preliminar em torno do planeta. O conjunto Block DM-SL / XM-3 permaneceria nesta órbita até às 0439:13UTC (T+47m 14s) altura em que os seus motores entravam novamente em funcionamento. Esta ignição teria uma duração aproximada de 3 minutos e seria finalizada às 0442:15UTC (T+50m 16s), atingindo-se uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu a 35.792,44 km de altitude e um perigeu a 2.468,67 km de altitude. A separação entre o satélite XM-3 e o estágio Block DM-SL teve lugar às 0452:54UTC (T+60m 55s) quando os dois veículos sobrevoavam a costa do Gabão. Nos dias que se seguiram ao lançamento satélite levou a cabo uma série de manobras de forma a elevar o seu perigeu orbital até à altitude geossíncrona e localizar-se a 85º longitude Oeste.

Este foi o 15º lançamento levado a cabo desde a Plataforma Odyssey sendo o 14º lançamento com sucesso.

Após entrar em órbita terrestre o satélite XM-3 'Rhythm, Blues' recebeu a designação internacional 2004-008A e o número de catálogo orbital 28626.

[13] O satélite XM-1 'Roll' foi colocado em órbita às 2210:29,160UTC do dia 8 de Maio de 2001 por um foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL.
[14] O satélite XM-2 'Rock' foi colocado em órbita às 2330:30UTC do dia 18 de Março de 2001 por um foguetão 11K77 Zenit-3SL DM-SL.

11 de Março – Atlas-5/431 (AV-004)

Inmarsat 4-F1

Em velocidade de cruzeiro no mercado internacional do lançamento de satélites encontra-se a International Launch Services, empresa que explora os lançadores Proton e Atlas. No dia 11 de Março a ILS inaugurou a utilização de mais uma versão do lançador Atlas-5 ao colocar em órbita o satélite Inmarsat 4-F1 destinado às comunicações móveis.

Os lançadores Atlas-5

Breve história dos lançadores Atlas

O míssil balístico Atlas teve a sua origem requisição feita pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) em Outubro de 1945, que conduziu ao desenvolvimento durante a década de 50 dos mísseis Atlas, Navaho, Snark, Matador e Mace. Em 10 de Janeiro de 1946 foram submetidas duas propostas para a construção de mísseis com um alcance de 11.100 km, sendo uma das proposta a de um míssil alado e propulsionado a jacto e a outra proposta e de um míssil supersónico, de trajectória balística e propulsionado por foguetão. A proposta do míssil balístico incluía o aparecimento de novas tecnologias, tal como o desenho de uma estrutura de peso reduzido através do uso de tanques de combustível de parede única e incluídos numa única estrutura monocoque que seria mantida rígida através da pressão interna. A performance deste míssil era quase do tipo "*single-stage-to-orbit*" ao se dar a separação dos motores de ignição inicial durante a ascensão.

O foguetão Atlas-5/431 (AV-004) abandona o edifício de montagem vertical a caminho da plataforma de lançamento SLC-41 no Cabo Canaveral. Imagem: ILS.

A 19 de Abril de 1946 a *Consolidated Vultee Aircraft Corporation* (*Convair*) foi incumbida de construir e testar dez mísseis MX-774 Hiroc de forma a verificar e validar as propostas do novo míssil. Os testes do MX-774 iniciaram-se em San Diego em 1947, mas em Junho desse ano a Convair, empresa que propusera as duas propostas iniciais à USAF era informada que havia perdido o concurso para o novo míssil, sendo os contratos atribuídos às empresas *Northrop* e *Martin* que deveriam desenvolver a tecnologia dos mísseis alados e subsónicos. Os cortes no orçamento para a defesa dos Estados Unidos forçaram a USAF a terminar o contrato com a Convair em Julho de 1947, e isto a apenas três meses da data prevista para o primeiro voo. Porém, os fundos ainda disponíveis permitiram a realização de três testes do MX-774 no *White Sands Proving Ground* entre Julho e Dezembro de 1947. Posteriormente, a *Convair* prosseguiu estudos auto-financiados do projecto. Porém, o início da Guerra da Coreia e o surgimento da Guerra Fria fizeram com que se desse um aumento nos fundos para a defesa e a Convair recebeu um novo contrato em Setembro de 1951 para desenvolver o MX-1593, por forma a iniciar o desenho de um míssil balístico incorporando as características já validadas pelo MX-774. Em 1953 a *General Dynamics*, uma nova divisão da *Convair*, apresenta à USAF um programa acelerado de desenvolvimento do novo míssil. O anúncio público do desenvolvimento do Atlas só surge a 16 de Dezembro de 1954.

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de

«um estágio e meio» no qual todos os motores entram em ignição antes da descolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento. A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na *Convair* o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu R-7. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento do Atlas recebe a classificação de prioridade nacional quando os relatórios dos serviços secretos indicam que a União Soviética está adiantada no desenvolvimento da tecnologia dos mísseis balísticos intercontinentais. O projecto torna-se num dos programas mais complexos de desenvolvimento, produção e teste jamais levados a cabo nos Estados Unidos e em certa parte comparável ao Projecto Manhatan.

O primeiro teste do sistema de propulsão tem lugar a 21 Junho de 1956 na Base Aérea de Edwards e resulta num fracasso. Um novo teste realizado no dia seguinte, no qual o motor teve uma ignição de 4s, é coroado de sucesso. Os primeiros veículos de teste são terminados no final desse ano. O primeiro voo do Atlas-A (Atlas-A 4A) tem lugar a 11 de Junho de 1957 e o veículo é destruído devido a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. Um segundo teste (Atlas-A 6A) tem lugar a 25 de Setembro de 1957 e o veículo é novamente destruído, desta vez aos três minutos de voo devido novamente a uma falha no sistema de abastecimento de combustível.

O primeiro voo com sucesso do Atlas-A (Atlas-A 12A) ocorre a 17 de Dezembro de 1957 com o míssil a atingir o alvo localizado a 965 km. O primeiro míssil operacional, o Atlas-D, constituiu a base do lançador das cápsulas tripuladas do Programa Mercury. Utilizando os estágios superiores Agena e Centaur, o Atlas tornou-se no lançador médio por excelência dos Estados Unidos sendo utilizado para lançar veículos para a órbita geossíncrona e sondas planetárias.

O Atlas-5/431 (AV-004) a caminho da plataforma de lançamento SLC-41. A plataforma sobra a qual assenta o lançador é puxada por duas locomotivas. Imagem: ILS.

Um novo lançador: a família Atlas-5

A nova família de lançadores Atlas-5 oferece diferentes versões do mesmo veículo que podem ser utilizadas para colocar em órbita todo o tipo de cargas. O Atlas-5 foi desenvolvido de forma a satisfazer as necessidades da USAF ao abrigo do programa EELV (*Evolved Expendable Lauch Vehicle*) e da demanda internacional por parte da ILS (*International Launch Systems*) para satisfazer os seus clientes comerciais e governamentais. Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booter*), o Atlas-5 divide-se em duas versões: o Atlas-5 400 e o Atlas-5 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-5 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentado assim a sua capacidade de carga útil.

Tanto a versão 400 como a versão 500 utilizam como segundo estágio uma versão alongada do estágio Centaur (CIII). O CIII pode ser utilizado com somente um motor (*Single-Engine Centaur*) ou então com dois motores (*Dual-Engine Centaur*). O Atlas-5 pode ser lançado a partir do SLC-41 (*Space LaunchComplex-41*) do *Cape Canaveral Air Force Station* ou então do SLC-3W (*Space Launch Complex-3W*) da *Vandenberg Air Force Base*.

De forma geral o Atlas-5 é um lançador a dois estágios podendo ser auxiliada por um máximo de cinco propulsores sólidos acoplados ao primeiro estágio. Pode colocar 12.500 kg numa órbita terrestre baixa a 185 km de altitude ou então 5.000 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Durante o lançamento é capaz de desenvolver 875.000 kgf, tendo um peso de 546.700 kg. O seu comprimento total é de 58,3 metros e o seu diâmetro base atinge os 5,4 metros.

O primeiro estágio do Atlas-5, o CCB, tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306.914 kg e um peso sem combustível de 22.461 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.286 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Iene de 311 s, o seu Tq é de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome oxigénio líquido (LOX) e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros

e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 5.393 kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.050 kgf, tendo um Ies de 338 s e um Iene de 311 s, o seu Tq é de 150 s. O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a sua potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos vaivéns espaciais). Durante o primeiro voo do Atlas-3 (no qual o RD-180 também é utilizado), o motor utilizou somente 74% do máximo de 423.286 kgf que pode desenvolver na fase inicial do lançamento e nos três minutos seguintes aumentou a potência até 92% do total, voltou a diminuir para 65% e a aumentar para 87%. Assim, a capacidade de aumentar e diminuir a potência do motor significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a carga que transporta, permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível. O RD-150 foi certificado para a utilização no Atlas-5 através de uma série intensiva de testes levados a cabo pela *NPO Energomash*, Khimky, e sob a direcção da *Lockheed Martin*.

O foguetão Atlas-5/431 (AV-004) na plataforma de lançamento SLC-41 do Cabo Canaveral AFS. Imagem: ILS.

Podendo usar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, pesando cada um 40.824 kg e tendo um comprimento de 17,7 metros e um diâmetro de 1,6 metros. Desenvolvidos pela Aerojet, cada propulsor desenvolve no lançamento uma força de 130.000 kgf, tendo um Ies de 275 s e um Iene de 245 s e um Tq de 94 s.

O segundo estágio do Atlas-5, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22.825 kg e um peso sem combustível de 2.026 kg. Desenvolve uma força de 10.115 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela *Pratt & Whitney*, consumindo LOX e LH_2. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 kg. No lançamento desenvolve uma força de 10.110 kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (por incrível que pareça, surge em metros). Assim, por exemplo quando temo um veículo Atlas-5 400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-5 400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-5 500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.

O *Space Launch Complex-41* (SLC-41)

A construção do SLC-41 foi iniciada em Abril de 1965 e terminada nesse mesmo ano. Foram necessários mais de 6,5 milhões de metros cúbicos de terra provenientes do Rio Banana, para se fazerem as fundações do complexo, composto por uma torre de serviço móvel MST (*Mobil Service Tower*) e por uma torre umbilical UT (*Umbilical Tower*) que faziam parte das instalações de lançamento dos foguetões Titan. A MST tinha uma altura de 80,7 metros e pesava mais de 2.268 t. Por seu lado a UT atingia os 53,3 metros de altura e pesava 907,2 t.

A USAF aceitou o complexo a 12 de Dezembro de 1965 e utilizou-o pela primeira vez no dia 21 de Dezembro de 1965 para lançar um foguetão Titan-IIIC. Nos anos seguintes o complexo e a plataforma foram utilizados como ponto de partida para várias missões históricas como a Voyager-1, Voyager-2, Viking-1 e a Mars Pathfinder. Em 1986 o complexo sofreu uma

renovação para albergar o lançamento dos foguetões Titan-IV. O primeiro lançamento desta nova versão do Titan deu-se a 14 de Junho de 1989 e o último a 9 de Abril de 1999.

De forma a compreender a natureza do SLC-41 ajudará visualizando o tamanho do foguetão Titan-IV. Atingindo mais de 34 metros de altura, 10 metros de diâmetro, pesando mais de 861,8 t e gerando mais de 635 t de força no lançamento, o Titan-IV equipado com um estágio superior Centaur era capaz de colocar uma carga de 5,4 t numa órbita geossíncrona. Cargas ainda mais pesadas poderiam ser colocadas em órbitas mais baixas ou em órbitas polares.

A evolução da tecnologia levou a que o Titan-IV fosse considerado obsoleto, tendo a USAF contratado a *Lockheed Martin* para desenvolver um novo sistema de lançamento que é agora o Atlas-5. Os engenheiros da *Lockheed* foram encarregues de desenvolver não só o novo lançador, mas também as instalações de lançamento do novo veículo. Assim, o SLC-41 teve de sofrer uma transformação para albergar o seu novo vector de lançamento. A primeira fase da transformação do complexo passou pela remoção das velhas torres para que as novas torres pudessem ser construídas. A empresa *Olshan Demolishing Management* foi contratada par desmantelar e demolir o velho complexo. O plano inicial previa que as torres fossem desmontadas peça por peça, porém devido ao facto que o calendário dos trabalhos foi progressivamente atrasado devido às investigações relacionadas com acidentes com o Titan-IV, a *Olshan* optou por contratar a empresa *Dykon, Inc.*, para demolir as torres utilizando explosivos. Nesta fase colocava-se o receio das explosões danificarem de qualquer de uma maneira ou de outra o Complexo de Lançamento 39 utilizado pelos vaivéns espaciais, pois estas estruturas localizam-se muito perto do SLC-41. Depois de serem asseguradas todas as medidas de segurança, a USAF deu luz verde para a demolição das torres que veio a acontecer a 14 de Outubro de 1999. Depois da torres serem abatidas, a *Olshan* iniciou um processo de reciclagem. Durou mais de oito semanas para cortar a torre em pedaços que pudessem ser manejáveis e posteriormente transportados para um edifício situado em Port Canaveral, onde foram recicladas.

Aspecto geral do SLC-41 com o foguetão Atlas-5/431 (AV-004). Ao fundo no centro da imagem é visível o edifício VIF no qual se procede à montagem dos lançadores Atlas-5. Imagem: ILS.

Actualmente o SLC-41 é um dos mais sofisticados existentes no planeta e representa a maior alteração na filosofia da indústria de foguetões dos Estados Unidos nos últimos anos. O SLC-41 foi transformado na primeira "*clean pad*" a ser utilizada pelos americanos. Este conceito passa por montar o foguetão num edifício de montagem em vez de se montar o lançador por estágios na própria plataforma de lançamento como se fazia desde os primórdios do programa espacial americano. Sendo montado no edifício de montagem, o lançador é posteriormente transportado para a plataforma de lançamento algumas horas antes da ignição. A "*clean pad*" significa também que a utilização de grandes torres de serviço na plataforma de lançamento deixam de ser necessárias. Da mesma forma, o espaço de tempo na preparação dos lançadores fica mais reduzido e deixam de existir problemas relacionados com as convencionais plataformas de lançamento que podem atrasar o início de uma missão por vários meses.

O centro nevrálgico do SLC-41 é o denominado *Atlas-5 Spaceflight Operations Center* (ASOC), combinando num só lugar o que anteriormente estava espalhado por diversos locais. O edifício onde está localizado o ASOC era anteriormente utilizado para processar os propulsores laterais de combustível sólido utilizados pelo Titan-IV, sendo completamente reformulado e expandido pela *Lockheed*. Situado a 6,6 km da plataforma de lançamento, é neste edifício multiusos para onde o estágio Atlas-5 e o estágio superior Centaur são transportados logo após a chagada ao Cabo Canaveral e vindos das oficinas em Denver, Colorado. Aí, os técnicos da Lockheed podem realizar vários testes nos estágios e depois armazená-los temporariamente até ser altura de serem transportados para o edifício de montagem para serem preparados para o lançamento. No interior do ASOC também está situado o centro de controlo de lançamento que alberga os técnicos oficiais da missão, as equipas de engenheiros da Lockheed, clientes e os técnicos que controlam a contagem decrescente. O centro de controlo possui doze consolas de controlo no primeiro andar destinadas à equipa que dirige o lançamento. Entre estas consolas encontra-se a posição

do Director de Lançamento, do Assistente do Director do Lançamento, as posições de controlo e monitorização dos propolentes do Atlas e do Centaur, a posição do controlo de voo e de sistemas eléctricos do lançador, a posição de controlo do *software* no solo, a posição de controlo das instalações eléctricas, posição de controlo ambiental, de segurança e do monitor que controla os limites de emergência que podem ser atingidos. Ainda no primeiro andar do edifício existem duas salas, situadas à direita da equipa que controla o lançamento, onde está localizada a rede de informática do computador principal e uma estação de controlo operacional por satélite. No segundo andar do edifício existem três salas que albergam a equipa de engenheiros responsáveis pelo lançador, a equipa que controla a carga transportada e a equipa principal de directores do lançamento. É nesta sala que se toma a decisão final de lançar ou não lançar o Atlas-5. Ainda neste piso existem duas salas com lugares sentados e pontos de observação para engenheiros e clientes observarem o decorrer da contagem decrescente e do lançamento. A parede frontal da sala do centro de controlo está equipada com vários relógios, mostradores da contagem regressiva, emblemas e um ecrã de vídeo que mostra várias imagens da plataforma de lançamento recolhidas de diferentes ângulos, além de vários gráficos de diferentes dados.

Sendo controlados a partir do ASOC, o Atlas-5 é montado no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*). Este edifício, que começou a ser construído em Janeiro de 1999, tem uma altura máxima de 90 metros e está localizado a 550 metros da plataforma de lançamento. No seu interior está situado um guindaste de 60 t com uma capacidade de levantar os diferentes segmentos do Atlas-5 e colocá-los na plataforma móvel de lançamento. Após a verificação dos diferentes estágios no ASOC, estes são transportados na horizontal para o VIF. O CCB segue em primeiro lugar, seguido pela secção cilíndrica que compõe o inter-estágio e do estágio Centaur. A última peça deste lego é a secção "*boat-tail*". As missões futuras serão também aqui colocados os propulsores laterais de combustível sólido.

Após a montagem, o lançador passa por mais uma série de testes antes da carga a transportar ser entregue no VIF para montagem. O satélite é processado e abastecido do seu combustível de manobra num local separado do VIF e que tanto pode ser as instalações comerciais da *Astrotech* localizadas em Titusville, a 35 km de distância, ou então num edifício governamental caso se tratem de cargas militares ou da NASA. Após o processamento o satélite é colocado no interior de um contentor de segurança e protecção antes de deixar o e edifício de processamento e de iniciar a sua viagem até ao SLC-41. No SLC-41 é levantado até ao nível superior do estágio Centaur e colocado no seu topo. Segue-se um teste IST (*Integration Systems Test*) entre o foguetão lançador e a sua carga para confirmar uma boa ligação entre os dois e que ambos estão prontos para o lançamento. Segue-se o transporte até à plataforma de lançamento.

O VIF foi construído de forma a suportar ventos de furacão até uma velocidade de 225 km/h. Possui várias plataformas móveis que possibilitam o acesso às diferentes zonas do foguetão e está equipado com uma porta reforçada com uma largura de 12,5 metros e uma altura de 84 metros que se recolhe na vertical, permitindo o transporte dos vários estágios do Atlas-5 para o interior do edifício e a posterior saída do lançador para a plataforma de lançamento.

Na construção do VIF foram utilizados 200 camiões de cimento (que equivaleram a 1.376 m^3 de cimento) para a construção das suas fundações e 3.250 t de aço para a construção das suas paredes.

Os satélites Inmarsat 4

Baseado na plataforma Eurostar 3000GM, o satélite Inmarsat 4-F1 foi construído pela empresa EADS Astrium sendo operado pela Inmarsat. A série Inmarsat 4 representa a quarta geração de satélites da operadora global de comunicações móveis por satélite.

Tendo como objectivo ser 100 vezes mais potente do que as anteriores gerações de satélites deste tipo, os veículos Inmarsat 4 deverão proporcionar um aumento na capacidade de comunicações ao possuir o sistema B-GAN (*Broadband Global Area Network*) que melhora as soluções para a internet e intranet, *video on demand*, conferência por voz, fax, serviços de e-mail, telefone e acesso LAN de alta velocidade.

Os satélites estão equipados com dois painéis solares com um comprimento de 45 metros capazes de gerar 14 kW de energia eléctrica no início da sua vida útil. O corpo principal do satélite tem um comprimento de 7 metros uma largura de 2.9 metros e uma altura de 2.3 metros, tendo uma antena reflectora com um diâmetro de cerca de 10 metros. O satélite utiliza um sistema de propulsão química e eléctrica (plasma) para manter a sua posição orbital. O Inmarsat 4-F1 terá uma vida útil de 10 anos.

O veículo é capaz de suportar mais de 600 canais de transmissão entre banda-C e banda-L.

No lançamento o satélite Inmarsat 4-F1 tinha uma massa de 5.959 kg e ficara em operação na órbita geossíncrona a 65º longitude Este permitindo a cobertura da maior parte da Europa, África, Médio Oriente e Ásia, bem como do Oceano Índico.

Lançamento do Inmarsat 4-F1

Primeira contagem decrescente: 9 de Março

O lançamento do Inmarsat 4-F1 estava inicialmente agendado para ter lugar em Outubro de 2004, sendo posteriormente adiado para 27 de Fevereiro de 2005. A 9 de Março tudo estava pronto para o lançamento com as previsões atmosféricas a preverem então uma probabilidade de 30% para o lançamento fosse adiado devido ao mau tempo. Na manhã do dia 9 de Março era levada a cabo uma reunião[15] entre os mais altos responsáveis da *International Launch Services* (ILS) na qual era tomada a decisão de se prosseguir com os preparativos finais para a missão AV-004.

Apesar de na LRR não ser apontado qualquer problema, o transporte do foguetão Atlas-5 para a plataforma de lançamento do complexo SLC-41 foi adiado por alguns minutos devido a um problema técnico não especificado pela ILS. O transporte do lançador entre o VIF e a plataforma de lançamento foi iniciado às 1229UTC e terminou às 1306UTC. O transporte do lançador é levado a cabo sobre uma plataforma móvel que é rebocada por duas locomotivas de alta potência. Estes dois rebocadores proporcionam também ar condicionado, energia e sistemas de comunicações ao lançador durante o transporte e a contagem decrescente. Os dois veículos são protegidos durante o lançamento por uma estrutura de betão armado na zona norte da plataforma de lançamento.

Após chegar à plataforma de lançamento dois sistemas de ligação automáticos entre a torre de serviço do SLC-41 e a plataforma são conectados de forma a direccionar as ligações umbilicais entre o solo e o lançador, antecipando assim as operações de abastecimento do foguetão. De seguida procedeu-se à activação eléctrica dos dois estágios do lançador.

Pelas 1510UTC era dada a luz verde para o início do abastecimento de RP-1 (querosene altamente refinado) ao estágio Atlas. O RP-1 será posteriormente consumido pelo motor RD-180 durante os primeiros quatro minutos e meio de voo. O abastecimento de RP-1 foi finalizado às 1619UTC.

Às 1634UTC tinham inicio os procedimentos de acondicionamento térmico da área de armazenamento de oxigénio líquido (LOX) do primeiro estágio. Esta operação antecede a bombagem de LOX para o tanque do primeiro estágio. Pelas 1642UTC era anunciado que haviam terminado os preparativos dos sistemas de hidrogénio líquido do estágio Centaur ao mesmo tempo que eram levadas a cabo verificações nas baterias internas do lançador.

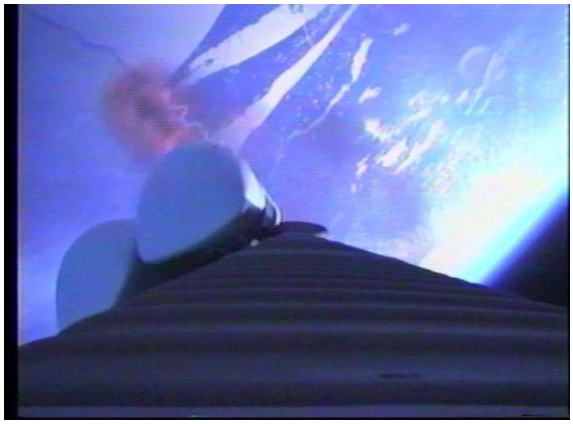
O sistema de armazenamento de água do SLC-41 era configurado às 1708UTC. Este sistema tem como função inundar a base da plataforma de lançamento com toneladas de água de forma a reduzir ao mínimo os efeitos das ondas acústicas originadas pela ignição do motor do primeiro estágio durante a fase inicial do lançamento quando veículo ainda se encontra na plataforma.

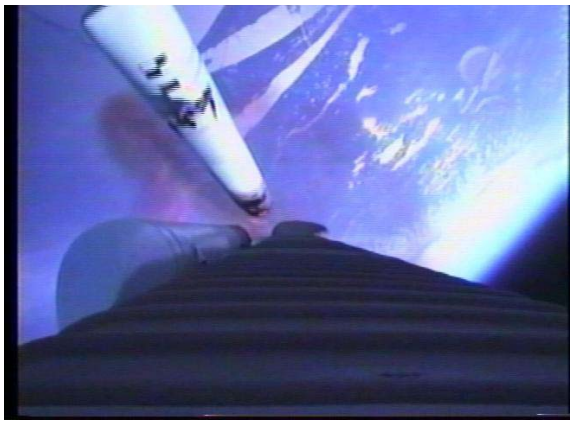
Às 1711UTC era finalizado o teste do sistema de orientação do foguetão Atlas-5 e às 1730UTC era dado como operacional o sistema de controlo de voo. Pelas 1747UTC eram finalizados os preparativos dos sistemas hidráulicos e de propulsão do primeiro estágio. O *Range Safety* levava a cabo às 1750UTC os testes que verificavam que a contagem decrescente podia ser suspensa a qualquer altura caso surgisse qualquer tipo de imprevisto durante os preparativos finais para o lançamento.

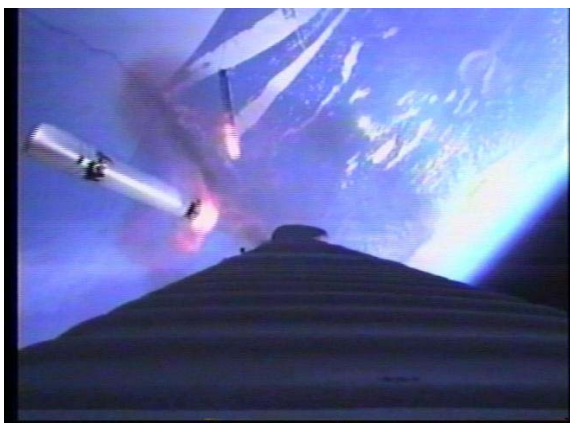
Pelas 1755UTC não existiam quaisquer imperativos que impediam o lançamento com os meteorologistas a referirem haver 90% de probabilidades de ocorrência de bom tempo na hora do lançamento. A contagem decrescente era suspensa tal como previsto às 1802UTC (T-120m). Esta paragem de 75 minutos teve como objectivo proporcionar à equipa que controla o lançamento tempo suficiente para resolver qualquer tipo de problema que pudesse haver surgido na contagem decrescente ou então retomar qualquer actividade que se tivesse atrasado. Nesta altura as actividades na plataforma de lançamento estavam a ser

[15] Esta reunião é sempre levada a cabo no dia que antecede o lançamento e é denominada *Launch Readiness Review* (LRR).

finalizadas em preparação para o início do abastecimento criogénico do lançador. Pelas 1849UTC a plataforma de lançamento encontrava-se já deserta bem como toda a área em torno da plataforma de lançamento. A contagem decrescente era retomada às 1917UTC (T-120m) e às 1924UTC eram iniciados os procedimentos de acondicionamento térmico das condutas de LOX para o estágio Centaur, preparando essas condutas para o fluxo do oxidante criogénico. O abastecimento de LOX era iniciado às 1931UTC. De recordar que o LOX encontra-se a uma temperatura de -183,3ºC. O oxidante seria consumido juntamente com o hidrogénio líquido (LH_2) pelo motor RL10 do estágio Centaur.







Às 1946UTC eram finalizados os procedimentos de acondicionamento térmico dos sistemas para o abastecimento de LOX do tanque do estágio Atlas, sendo dada luz verde para o seu abastecimento. Por outro lado às 1952UTC eram iniciados os procedimentos para o arrefecimento das condutas de abastecimento de LH_2 ao estágio Centaur. Estes procedimentos seriam finalizados às 2015UTC iniciando-se o abastecimento de seguida.

Às 1956UTC era atingida 95% da capacidade do tanque de LOX do estágio Centaur iniciando-se o abastecimento final e atingindo-se o nível necessário para o voo às 2002UTC.

O arrefecimento do motor RL10 do estágio Centaur era iniciado às 2017UTC e às 2022UTC eram iniciados os preparativos finais do sistema de controlo de voo. Às 2028UTC era anunciada uma probabilidade de 0% para que as condições atmosféricas impedissem o lançamento. As condições eram assim ideais para o lançamento da missão AV-004 do Atlas-5.

Às 2034UTC era atingida 97% da capacidade do tanque de hidrogénio líquido do estágio Centaur, iniciando-se de seguida o abastecimento final. O mesmo acontecia para o tanque de LOX do estágio Atlas. Apesar dos tanques criogénicos estarem prontos para o lançamento, o seu abastecimento era mantido ao longo da contagem decrescente para que fosse possível substituir os propolentes que se evaporam naturalmente devido às suas propriedades. O tanque de LH_2 do estágio Centaur atingia o nível de voo pelas 2053UTC.

O sistema de segurança dos propulsores laterais de combustível sólido foi colocado na posição que permite a sua ignição às 2112UTC e às 2113UTC (T-4m) a contagem decrescente entrava numa nova paragem de 25 minutos. Tal como a paragem anterior, esta teve como objectivo proporcionar à equipa que controla o lançamento tempo suficiente para resolver qualquer tipo de problema que pudesse haver surgido na contagem decrescente ou então retomar qualquer actividade que se tivesse atrasado.

Às 2127UTC o satélite Inmarsat 4-F1 iniciava a transição para as suas baterias internas para o fornecimento de energia. Esta transição era finalizada às 2132UTC.

Às 2135UTC era assinalado um problema com o sistema de segurança de finalização de voo no qual o sinal de um dos receptores de comando encontrava-se demasiado fraco. Este problema levou a que o director de lançamento consultasse toda a sua equipa de lançamento no interior do *Atlas Spaceflight Operations Senter* (ASOC). O problema com o receptor originou um sinal de "*no go for launch*", sendo aparentemente suficiente para suspender o lançamento. No entanto após consultar a sua equipa o director de lançamento emitiu um relatório para se prosseguir com as actividades da contagem decrescente mas que se encontrava pendente da resolução do problema referenciado anteriormente.

A contagem decrescente era retomada às 2138UTC (T-4m) mas interrompida a T-3m 27s (2138UTC), sendo necessário mais tempo para analisar o problema com o sistema de segurança de finalização de voo. A contagem decrescente era então reciclada para T-4m mantendo-se o abastecimento aos tanques criogénicos. Às 2150UTC era anunciado que o lançamento teria lugar às 2157UTC (no final da janela de

lançamento prevista para o dia 9 de Março). A contagem decrescente era retomada às 2153UTC (T-4m), com o sequenciador automático a conduzir os minutos finais da contagem decrescente.

Às 2154UTC (T-3m) o tanque de RP-1 era pressurizado para o lançamento e o abastecimento do tanque de LOX do estágio Atlas era finalizado. No entanto, às 2154UTC (T-2m 52s) a contagem decrescente era novamente interrompida levando a um adiamento de 24 horas do lançamento. Devido ao facto da janela de lançamento ter somente uma duração de 15 minutos não houve oportunidade para resolver o problema, levando assim a um adiamento. A drenagem dos propolentes criogénicos teve início às 2203UTC.

Um problema no sistema de supressão do efeito 'pogo' levou à suspensão da contagem decrescente. Este sistema serve como um dispositivo de absorção de energia abordo do lançador e tem como função dispersar as oscilações do veículo durante o voo.

Segunda contagem decrescente: 10 de Março

A segunda contagem decrescente para o lançamento do Inmarsat 4-F1 decorreu sem qualquer problema e tal como havia acontecido no dia anterior a contagem decrescente era suspensa tal como previsto às 1802UTC (T-120m) do dia 10 de Março e retomada às 1917UTC (T-120m). Às 1924UTC eram iniciados os procedimentos de acondicionamento térmico das condutas de LOX para o estágio Centaur, preparando essas condutas para o fluxo do oxidante criogénico. O abastecimento de LOX era iniciado às 1930UTC.

Às 1945UTC eram finalizados os procedimentos de acondicionamento térmico dos sistemas para o abastecimento de LOX do tanque do estágio Atlas, sendo dada luz verde para o seu abastecimento. Por outro lado às 1951UTC eram iniciados os procedimentos para o arrefecimento das condutas de abastecimento de LH_2 ao estágio Centaur. Estes procedimentos seriam finalizados às 2014UTC iniciando-se o abastecimento de seguida.

Às 1956UTC era atingida 95% da capacidade do tanque de LOX do estágio Centaur iniciando-se o abastecimento final e atingindo-se o nível necessário para o voo às 2002UTC.

O arrefecimento do motor RL10 do estágio Centaur era iniciado às 2017UTC e às 2022UTC eram iniciados os preparativos finais do sistema de controlo de voo. Às 2034UTC era atingida 95% da capacidade do tanque de hidrogénio líquido do estágio Centaur, iniciando-se de seguida o abastecimento final. O mesmo acontecia para o tanque de LOX do estágio Atlas. Os tanques de LH_2 e de LOX do estágio Centaur atingia o nível de voo pelas 2053UTC.

O sistema de segurança dos propulsores laterais de combustível sólido foi colocado na posição que permite a sua ignição às 2112UTC e às 2113UTC (T-4m) a contagem decrescente entrava numa nova paragem de 25 minutos. Às 2133UTC o satélite Inmarsat 4-F1 iniciava a transição para as suas baterias internas para o fornecimento de energia. A contagem decrescente era retomada às 2138UTC após o director de voo ter consultado todos os membros da equipa de lançamento e de nenhum deles ter assinalado qualquer problema.

Às 2139UTC (T-3m) o tanque de RP-1 era pressurizado para o lançamento e o abastecimento do tanque de LOX do estágio Atlas era finalizado. Às 2139UTC (T-2m 40s) o sistema FTS (*Flight Termination System*) começava a utilizar as suas baterias para o fornecimento de energia. A T-2m (2140UTC) o dois estágios do lançador começavam a utilizar as suas fontes

internas para o fornecimento de energia e o abastecimento de LOX e LH_2 era interrompido a T-1m 50s (2140UTC). O sistema de controlo do lançamento era activado a T-1m 30s (2140UTC) e o sistema FTS era armado.

A T-20s (2141UTC) era assinalada a frase "*Go Atlas, Go Centaur, Go Atlas 5!!!*", assinalando que todos os sistemas estavam prontos para o lançamento. A ignição do mais poderoso Atlas da História teve início às 2142UTC, com o motor RD-180 a atingir a sua potência máxima.

A T+1m 35s (2143UTC) os três propulsores laterais de combustível sólido haviam já finalizado a sua queima permanecendo no entanto acoplados ao Atlas-5. A separação de dois dos três propulsores teria lugar a T+2m 10s (2144UTC) e o terceiro separar-se-ia a T+2m 30s (2144UTC). O final da queima do motor RD-180 do estágio Atlas tinha lugar às 2146UTC (T+4m 28s) com o estágio a separar-se às 2146UTC (T+4m 38s). A ignição do motor RL10 do estágio Centaur tinha lugar às 2146UTC (T+4m 49s). A separação da ogiva de protecção do satélite Inmarsat 4-F1 tinha lugar às 2146UTC (T+4m 57s). O final da primeira queima do estágio Centaur tinha lugar às 2159UTC (T+17m), entrando novamente em ignição às 2206UTC (T+24m 8s). O final desta segunda queima tinha lugar às 2211UTC (T+29m 29s).

Pelas 2211UTC (T+30m) o estágio Centaur levava a cabo uma manobra de reorientação antes da separação do satélite Inmarsat 4-F1. Nesta fase o conjunto encontrava-se a 12.965 km do Cabo Canaveral e a viajar a uma velocidade de 10.223 km/h.

A separação do Inmarsat 4-F1 do estágio Centaur ocorria às 2214UTC (T+32m 20s) finalizando assim o 76º lançamento com sucesso de um foguetão Atlas desde 1993.

A tabela seguir mostra os parâmetros orbitais do satélite Inmarsat 4-F1 após a sua colocação em órbita e até atingir a sua órbita operacional:

Data	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inc. Orbital (º)	Período Orbital (min.)
11 Mar.	90.553	441	20,83	1.959,74
15 Mar.	89.979	9.617	10,65	2.208,43
16 Mar.	89.987	9.636	10,60	2.209,24
18 Mar.	90.140	35.795	3,84	3.028,93
19 Mar.	90.081	35.652	3,97	3.022,29
20 Mar.	89.972	35.641	3,95	3.018,37
21 Mar.	54.753	35.576	3,49	1.940,92
22 Mar.	54.767	35.603	3,42	1.942,08
23 Mar.	35.989	35.582	2,99	1.436,06
29 Mar.	35.686	35.551	2,95	1.427,51
20 Mai.	37.026	34.217	2,69	1.427,68
31 Mai.	41.924	29.398	3,00	1.429,68
09 Jun.	35.796	35.777	2,84	1.436,10

Após entrar em órbita terrestre o satélite Inmarsat 4-F1 recebeu a designação internacional 2004-009A e o número de catálogo orbital 28628.

Este foi o 4372º lançamento orbital desde Outubro de 1957, sendo o 1299º lançamento orbital dos Estados Unidos e o 685º lançamento orbital levado a cabo desde o Cabo Canaveral.

29 de Março – 8K82K Proton-K DM-2M (410-09/16L)

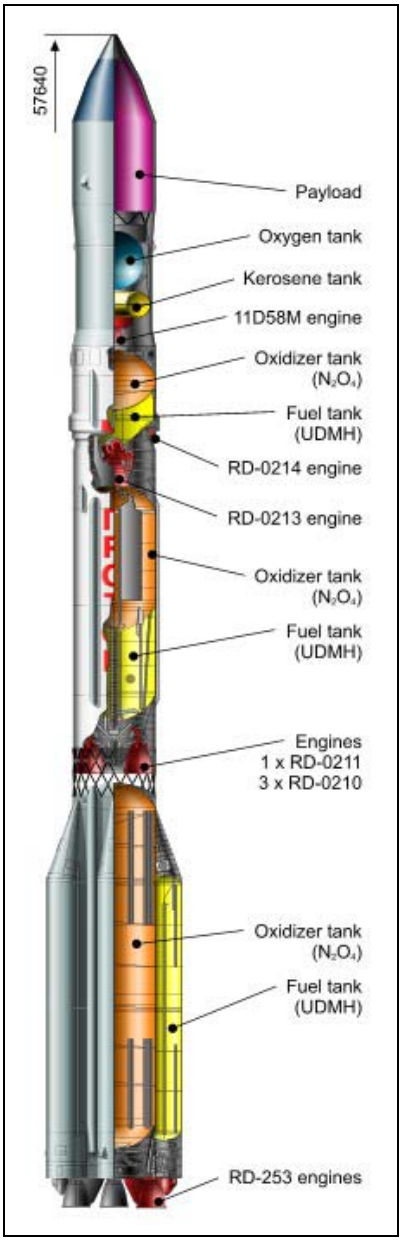
Ekspress-AM2

Longe vão os dias nos quais a União Soviética fazia engordar de forma notória o número de lançamentos orbitais. Destes a maior parte eram lançamentos militares e muitos cuja natureza permanecia envolta num habitual mistério. O sistema de comunicações soviético era sustentado por vários veículos, entrando quase em colapso após a queda do regime comunista. Actualmente a Rússia utiliza dois tipos de veículos para levar a cabo as suas comunicações globais: os satélites Molniya, muitas vezes utilizados para comunicações militares, e os satélites Ekspress AM, utilizados para comunicações civis e também militares.

Tendo em vista a melhoria do seu sistema de comunicações por satélite, a Companhia de Comunicações por Satélite Russa assinou um contrato com a empresa aeroespacial francesa *Alcatel Space* para o desenvolvimento da carga de comunicação a ser transportada pelos satélites Ekspress AM-2 e Ekspress AM-3. O primeiro destes satélites, o Ekspress AM-2, foi colocado em órbita a 29 de Março de 2005 dando assim início a uma nova era nas comunicações russas

O foguetão 8K82K Proton-K DM-2M

O 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios que é sem dúvida a locomotiva espacial da Rússia, sendo o seu lançador mais potente disponível. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton demonstra uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais. O Proton-K é construído pelo Centro Estadual de Produção e Pesquisa Espacial Khrunichev, com sede em Moscovo.



O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que fosse capaz de colocar pesadas cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

A evolução da família de lançadores propostos por Chelomei levou ao actual 8K82K Proton-K que é também conhecido como Proton-3, UR-500K (Designação do Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos).

Utilizando o estágio Block DM-2M (também designado Block DM-01 ou 11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K Block DM-01 tem um comprimento de 57,20 metros, um diâmetro de 7,40 metros e um peso de 691.500 kg. É capaz de colocar uma carga de 4.350 kg numa órbita geossíncrona ou então 5.000 kg numa órbita a 185 km de altitude, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 965.000 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev.

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 kg, pesando 31.100 kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 kg e uma massa de 11.715 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 kg e uma massa de 4.185 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

Utilizando o estágio Block DM-2M (11S861-01), ou outros estágios superiores, o lançador Proton-K transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM-2M tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460 kg. É capaz de colocar uma carga de 1.880 kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM-2M (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

O quarto estágio utilizado nesta missão, o Block DM-01 11S861-01 (Block DM-2M), tem um peso bruto de 18.650 kg e uma massa de 2.650 kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Esta versão usa querosene sintético para obter um maior impulso específico. Contém também uma unidade de orientação que, apesar de diminuir a capacidade de carga, não requer que o sistema de

orientação do satélite providencie qualquer comando para a orientação do estágio. O Block DM-2M tem uma versão comercial, o Block DM3, que é um estágio modificado para operar com os satélites que têm como base o modelo Hughes HS-601.

O satélite Ekspress AM-2

Com uma massa de 2.600 kg no lançamento o satélite Ekspress AM-2 foi construído pela empresa *NPO Prikladnoy Mekhaniki* e contém uma carga de comunicações desenvolvida pela *Alcatel Space*. O satélite é operado pela empresa russa PO Kosmicheskaya Sviaz e transporta 16 repetidores em banda-C, 12 repetidores em banda-Ku e 1 repetidor em banda-L.

O Ekspress AM-2 tem como função proporcionar transmissões de televisão digital e transmissão de rádio, telefone, canais de transmissão de dados, serviços de videoconferência e Internet. O satélite será também utilizado para elaborar redes de comunicações ao aplicar a tecnologia VSAT ao longo do território russo, da Comunidade de Estados Independentes, da Europa, Ásia e África. De forma particular o Ekspress AM-2 irá fazer a cobertura da Rússia, China, península da Coreia, Norte da Índia, Bangladesj, Butão, Nepal e da parte Norte da Indochina.

O satélite Ekspress AM-2 durante a sua preparação para o lançamento que teve lugar a 29 de Março de 2005. Imagens: Arquivo fotográfico do autor.

O Ekspress AM-2 foi o quarto satélite da nova geração a ser colocado em órbita terrestre após o lançamento dos satélites Ekspress AM-22 (agora localizado na órbita geossíncrona a 53º longitude Este), Ekspress AM-11 (localizado a 96,5º longitude Este) e Ekspress AM-1 (localizado a 40º longitude Este).

Lançamento do Ekpsress AM-2

O lançamento do foguetão 8K82K Proton-K DM-2M (410-09/16L) teve lugar a partir da Plataforma PU-39 do Complexo de Lançamentos LC200 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, Cazaquistão, às 2131UTC do dia 29 de Março. A separação do primeiro estágio teve lugar a T+126s (2132UTC), seguindo-se a separação da ogiva de protecção a T+183s (2134UTC). O primeiro estágio acabou por cair na Área de Impacto n.º 25 situada no Distrito de Karaganda (Cazaquistão) enquanto que a ogiva de protecção caiu na Área de Impacto n.º 4 também situada no Distrito de Karaganda. A separação do segundo estágio do lançador teve lugar a T+334s (2136UTC), com o estágio a impactar na Área de Impacto n.º 326 situada entre a República de Altai (Rússia), República de Tuva (Rússia) e a República de Khakasia (Rússia).

Logo após a separação do segundo estágio entrou em ignição do terceiro estágio do foguetão 8K82K Proton-K que terminou a sua queima a T+574,5s (2140UTC). A separação do conjunto Block DM-2M / Ekspress AM-2 do terceiro estágio do foguetão lançador teve lugar a T+584s (2140UTC), com a primeira ignição do estágio Block DM-2M a ter lugar a T+4.406s (2244UTC) e terminando a T+4833s (2251UTC). A segunda ignição do Block DM-2M teve lugar a T+23.448s (0301UTC) e terminou a T+23645s (0304UTC). A separação entre o Block DM-2M e o satélite Ekspress AM-2 teve lugar a T+23.660s (0304UTC).

Depois de ser transportado na posição horizontal o foguetão 8K82K Proton-K (410-09/16L) foi colocado na posição vertical sobre o fosso das chamas da Plataforma PU-39 do Complexo de Lançamentos LC200 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur. Imagens: Arquivo fotográfico do autor.

Em cima: um aspecto geral do Complexo de Lançamentos LC200 do Cosmódromo GIK-5 Baikonur e em particular da sua Plataforma PU-39 na qual se encontra o foguetão lançador 8K82K Proton-K (410-09/16L) que no dia 29 de Março de 2005 pelas 2131UTC colocou em órbita o satélite de comunicações Ekspress AM-2 (Imagem em baixo). Imagens: Arquivo do autor.

O satélite Ekspress AM-2 recebeu a Designação Internacional 2005-010A e o número de catálogo orbital 28629.

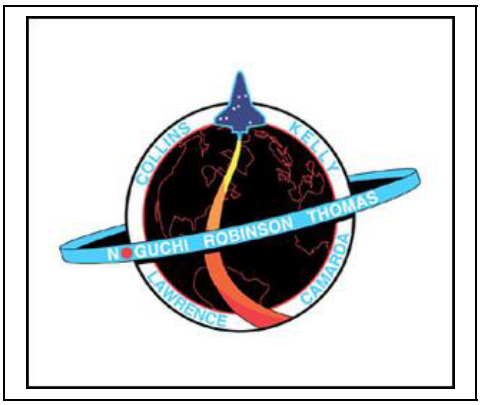
Este foi o 4.373º lançamento orbital a ser levado a cabo desde Outubro de 1957, sendo o 2.729º lançamento orbital da Rússia e o 1.147º lançamento orbital a ser levado a cabo desde o Cosmódromo GIK-5 Baikonur.

Quadro de Lançamentos Recentes

A seguinte tabela lista os lançamentos orbitais levados a cabo nos meses de Janeiro, Fevereiro e Março de 2005. Por debaixo de cada lançamento está referida uma sequência de quatro números que indica respectivamente o apogeu orbital (km), o perigeu orbital (km), a inclinação orbital em relação ao equador terrestre (º) e o período orbital (minutos). Estes dados são fornecidos pelo *Orbital Information Group* (OIG) da *National Aeronautics and Space Administration*. Estes são os dados mais recentes para cada veículo à altura da edição deste número do boletim Em Órbita.

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local	Peso (kg)
12 Janeiro	1847:48	2005-001A	28517	Deep Impact	Delta-2 7925-9.5 (D311)	Cabo Canaveral AFS, SLC-17B	650
				Impactor			370
20 Janeiro	0300:00	2005-002A	28521	Cosmos 2414	11K65M Kosmos-3M (411)	GIK-1 Plesetsk, LC132/1	820
		2005-002C	28523	Universitetskiy (Tatiana)			1.480
03 Fevereiro	0527:32	2005-003A	28526	AMC-12	8K82M Proton-M Breeze-M (53509/88511)	GIK-5 Baikonur, LC81 PU-24	4.979
03 Fevereiro	0741:10	2005-004A	28537	NOSS-3-F3	Atlas-3B (AC-206)	Cabo Canaveral AFS, SLC-36B	?????
		2005-004C	28541	NOSS-3-F3 Sub Sat			?????
12 Fevereiro	2103:01	2005-005A	28542	XTAR-EUR	Ariane-5ECA (V164 'City of Bremen')	CSG Kourou, ELA-3	3.600
		2005-005B	28543	MaqSat-B2 / ESC-A			3.700
		2005-005C	28544	Sloshsat-FLEVO			129
26 Fevereiro	0925	2005-006A	28622	Himawari-6 (MTSat-1R)	H-2A/2022 (F7)	Tanegashima, Yoshimuro	2.900
28 Fevereiro	1909:18	2005-007A	28624	Progress M-52 (ISS-17P)	11A511U Soyuz-U (093)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)	7.280
29 Março		2005-007C	28547	TEKh-42 Nanosputnik			5
01 Março	0351:59	2005-008A	28626	XM-3 (XM Rhythm)	11K77 Zenit-3SL DM-SL (SL-18)	Oc. Pacífico, Odyssey (154º O)	4.682
11 Março	2142	2005-009A	28628	Inmarsat 4-F1	Atlas-5/431 (AV-004)	Cabo Canaveral AFS, SLC-41	5.945
29 Março	2131	2005-010A	28629	Ekspress-AM2	8K82K Proton-K DM-2M (410-09/16L)	GIK-5 Baikonur, LC200 PU-39	2.600

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados



Data: 17 de Julho 2005 (janela de lançamento disponível até 31 de Julho de 2005)

Missão: STS-114 / ISS-LF-1 (MPLM Raffaello)

Veículo Lançador: OV-103 Discovery (31)

Local lançamento: KSC, LC-39B **Duração**: 12 dias

Tripulação: E. Collins (4); J. Kelly (1); S. Noguchi (1); S. Robinson (3); A. Thomas (4); W. Lawrence (3); C. Camarda (1)

Esta será basicamente uma missão de teste, sendo o primeiro voo de um vaivém espacial após o desastre do vaivém OV-102 Columbia. Sendo também um voo logístico irá transportar diversos materiais, equipamentos e mantimentos para a ISS utilizando o módulo Raffaello. Durante a missão serão levadas a cabo actividades extraveículares para remover e substituir alguns CMG (*Control Moment Gyroscope*). Será também colocada a plataforma externa ESP-2 (*External Stowage Platform-2*).

Missão de Socorro STS-300 OV-104 Atlantis KSC, LC-39A
B. Jett (4); C. Ferguson (1); J. Tanner (3); D. Burbank (2)

O vaivém espacial OV-104 Atlantis estará de prevenção para socorrer os membros da missão STS-114 caso surja algum problema durante o voo. Os membros da missão STS-114 procurarão refúgio a bordo da ISS e aguardarão a chegada do vaivém Atlantis.

Data: 9 de Setembro de 2005 (janela de lançamento disponível até 24 de Setembro de 2005)

Missão: STS-121 / ISS-ULF-1.1

Veículo Lançador: OV-104 Atlantis (27)

Local lançamento: KSC, LC-39B **Duração**: 11 dias

Tripulação: S. Lindsey (4); M. Kelly (2); P. Sellers (2); M. Fossum (1); S. Wilson (1); L. Nowak (1); T. Reiter (2)

Esta será basicamente uma missão de teste, sendo o segundo voo de um vaivém espacial após o desastre do vaivém OV-102 Columbia. Sendo também um voo logístico irá transportar diversos materiais, equipamentos e mantimentos para a ISS. T. Reiter deverá permanecer com a tripulação permanente da ISS que volta assim a ser tripulada por três elementos.

Missão de Socorro STS-301 OV-103 Discovery KSC, LC-39
B. Jett (4); C. Ferguson (1); J. Tanner (3); D. Burbank (2)

O vaivém espacial OV-103 Discovery estará de prevenção para socorrer os membros da missão STS-121 caso surja algum problema durante o voo. Os membros da missão STS-121 procurarão refúgio a bordo da ISS e aguardarão a chegada do vaivém Discovery.

Data: 27 de Setembro de 2005 (???)

Missão: Soyuz TMA-7 / ISS-11S

Veículo lançador: 11A511FG Soyuz-FG

Local lançamento: GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)

Tripulação: W. McArthur (4); V. Tokarev (2) / J. Williams, A. Lazutkin

Tanto a tripulação como a data de lançamento dependem do resultado e calendário de lançamentos dos vaivéns espaciais americanos. A tripulação aqui referida tem em conta um atraso nas missões americanas.

Data: Outubro de 2005

Missão: Shenzhou-6

Veículo Lançador: CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-6)

Local lançamento: Jiuquan **Duração**: 5 a 7 dias

Tripulação: Zhai (?), Nie (?)

A segunda missão espacial chinesa terá lugar no segundo semestre de 2005. A tripulação desta missão é especulativa e baseia-se nos membros suplentes da missão Shenzhou-5. O voo deverá ter uma duração de 5 a 7 dias.

Data: 8 de Dezembro de 2005 (data em revisão dependendo das missões anteriores dos vaivéns espaciais)

Missão: STS-115 / ISS-12A

Veículo Lançador: OV-104 Atlantis (28)

Local lançamento: KSC, LC-39B **Duração**: 11 dias

Tripulação: B. Jett (4); C. Ferguson (1); J. Tanner (3); D. Burbank (2); S. MacLean (2); H. Stefanyshyn-Piper (1)

Esta missão tem como objectivo colocar na ISS o segundo segmento da estrutura ITS (ITS P3/P4). Os astronautas irão também montar painéis solares e baterias durante actividades extraveículares.

_____

9 de Fevereiro de 2006 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-103 Discovery (32) KSC, LC-39 Duração 12 dias
M. Polansky (2); W. Oefelein (1); R. Curbeam (3); J. Higginbotham (1); N. Patrick (1); A. C. Fuglesang (1)

_____

6 de Abril de 2006 Soyuz TMA-8 / ISS-12S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
P. Vinogradov (2), D. Tani (2), ????? / F. Yurchikhin, J. Herrington, ?????

_____

4 de Maio de 2006 STS-117 / ISS-13A OV-105 Endeavour (21) KSC, LC-39
F. Sturckow (3); Lee Archambault (1); J. Reilley (3); R. Mastracchio (2); P. Forrester (2); S. Swanson (1)

_____

7 de Junho de 2006 STS-118 / ISS-13A.1 OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39
S. Kelly (2), C. Hobaugh (2), S. Parazynski (5), D. Williams (2), B. Morgan (1), L. Nowak (1)

_____

26 de Setembro de 2006 Soyuz TMA-9 / ISS-13S 11A511FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
A. Lazutkin (2), C. Anderson (2), ????? / S. Treshcyov, M. Lopez-Alegria, ?????

_____

28 de Setembro de 2006 STS-119 / ISS-15A S6 OV-103 Discobery (33) KSC, LC-39
?????, ?????, M. Gernhardt (5), ?????, D. Kondratiev (1)

_____

7 de Dezembro de 2006 STS-120 / ISS-10A Node-2 OV-105 Endeavour (22) KSC, LC-39
J. Halsell (6), A. Poindexter (1), W. Lawrence (3), P. Sellers (2), M. Foreman (1), S. Wilson (2)

_____

????? STS-123 / ISS-ULF-2 OV-103 Discovery (34) KSC, LC-39
?????, ?????, ?????, ?????, J. Williams, Lazutkin, C. Anderson / M. Lopez-Alegria, S. Treshschyov, G. Reisman

Quadro de Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **não pretende** ser uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa). A numeração da Designação Internacional para os lançamentos suborbitais, é uma numeração pessoal baseada na observação e registo do próprio autor.

A quase diariamente são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. No futuro poder-se-á criar no ***Em Órbita*** uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

Data	Hora	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
01 Fev	2300	S001		M45 (MSBS n.º 35)	Quimper, França Submarino Le Triomphant
17 Fev		S002	IFT-14	Polaris A3/Orbus-1 (STARS)	Kodiak, EUA
19 Mar		S003		Hatf-6 'Shaheen-2'	Tilla, Paquistão

1 de Fevereiro – M45 (MSBS n.º 35)

Ás 2300UTC do dia 1 de Fevereiro de 2005 a Marinha Francesa levou a cabo um ensaio com um míssil M45 a partir do submarino Le Triomphant estacionado ao largo de Quimper, França. O míssil transportou uma ogiva simulada e fez parte de um teste de prontidão dos mísseis lançados a partir de submarinos.

17 de Fevereiro – Polaris-A3/Orbus-1 (STARS)

A 17 de Fevereiro de 2005 os Estados Unidos pretendiam levar a cabo mais um teste do seu sistema de intercepção de mísseis. No entanto o teste acabou por ser cancelado quando o míssil interceptor não foi lançado desde o seu silo localizado no Atol de Kwajalein devido a um problema com o equipamento no solo.

Este teste (IFT-14) estava inicialmente agendado para ter lugar em Outubro de 2004 mas acabou por ser adiado devido a razões semelhantes. Desta vez um míssil Polaris-A3/Orbus-1 (STARS) foi lançado desde a Base de Kodiak (Alasca), mas acabou por percorrer toda a sua trajectória sobre o Oceano Pacífico sem ser interceptado. Dispositivos de radar e outros sensores acompanharam o voo do veículo e os dados obtidos foram utilizados para gerar um plano de ataque que foi enviado e recebido pelo veículo interceptor antes de se desactivar.

Os preparativos para o lançamento do míssil OBV desde o Atol de Kwajalein decorriam sem qualquer problema até que um dos braços de suporte não se recolheu na totalidade impedindo o lançamento do míssil que já se encontrava em ignição. O míssil é suportado por três braços mecânicos no interior do silo de alojamento. Estes braços devem recolher na totalidade antes do veículo abandonar o silo. O lançador OBV transportava uma ogiva EKV (*Exoatmospheric Killer Vehicle*) com um peso de 55 kg.

O veículo Polaris-A3/Orbus-1 (STARS) foi desenvolvido pela *Lockheed Martin Missiles & Space*, enquanto que a carga IFT-14 foi desenvolvida pelo *Sandia National Laboratory*, sendo operada pelo *U.S. Army Space & Missile Defence Command*. Por seu lado o míssil interceptor OBV é desenvolvido pela *Orbital Sciences Corporation* e é operado pela *U.S. Missile Defense Agency*.

19 de Março – Haft-6 'Shaheen-2'

A 19 de Março o Paquistão levou a cabo mais um ensaio do seu míssil Haft-6 'Shaheen-2'. O lançamento foi levado a cabo pelas Forças Armadas do Paquistão e provavelmente teve lugar no polígono de Tilla. O míssil transportada uma ogiva nuclear simulada.

Cronologia Astronáutica (XXII)

Por Manuel Montes

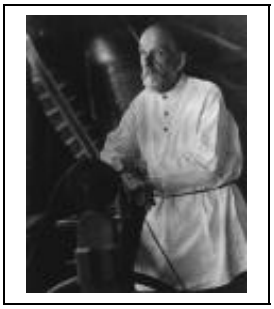
-Fevereiro de 1925: Don Home propõe um novo modelo de canhão espacial, assim como uma nave propulsionada por luz (descoberta antecipada de um sistema anulador da gravidade).

-19 de Junho de 1925: D.A. Graven e outros académicos soviéticos fundam a Sociedade para o Estudo e a Conquista do Espaço, em Kiev.

-Outubro de 1926: Consciente da dificuldade da sua iniciativa, Robert Goddard decide baixar as suas expectativas e desenvolver as peças de um foguetão de combustível líquido mais pequeno e mais fácil de construir. Nesta data começa a dar forma ao seu futuro primeiro foguetão experimental.

-6 de Dezembro de 1925: Goddard inicia os testes estáticas com o motor do seu foguetão. Muito simplificado para obter resultados em voo o mais cedo possível, não empregará bombas de pressão sendo o combustível e o comburente forçados a introduzir-se na câmara de combustão devido à pressão de um gás inerte armazenado num tanque. Com esta combinação, o motor eleva-se a si mesmo durante 27 segundos e pela primeira vez o sistema funciona como Goddard deseja. O grande momento está cada vez mais perto.

-1926: Willy Ley publica "*Das Fahrt ins Weltall*" (Viajando no Universo), dedicado aos foguetões e ás viajens espaciais. Trata-se de uma obra popular sobre o género.



-1926: Tsiolkovsky finaliza e publica um novo trabalho sobre viagens espaciais ("Exploração do Espaço Mediante Mecanismos Impulsionados por Foguetões"). É uma actualização das suas obras anteriores publicadas em 1903 e 1911. Tsiolkovsky introduz o conceito de rampa de lançamento, estritamente falando uma costa inclinada entre 10 e 20 graus e com mais de 480 km de comprimento. A primeira fase (estágio) do foguetão acelera o conjunto mas nunca abandonará a pista de lançamento, enquanto que a segunda fase despegará na cúspide com uma velocidade de saída determinada.

-16 de Março de 1926: Robert H. Goddard vê cumprido o seu sonho. Finalmente demonstra que a teoria da propulsão líquida é factual no desenho de um foguetão e que os seus motores e complicados sistemas funcionam. O primeiro foguetão moderno da História é um prodígio de simplicidade. Colocando "o cavalo à frente do carro" para assegurar a estabilidade, Goddard desenha um veículo no qual o motor se encontra na sua parte dianteira, unido pelas condutas do combustível e o comburente aos tanques e outros dispositivos, estes na parte baixa da estrutura. O lançamento, que deve ser documentado graficamente pela esposa do cientista (apesar de terminar a película antes do tempo), decorrer em Auburn, Worcester, Massachusetts, e é um sucesso devido à intensa campanha de testes estáticos prévios. O foguetão é colocado sobre uma estrutura tubular de suporte. Chegado o momento da ignição, uma carga de pólvora negra acendida por fora por uma chama manual propicia o início da combustão dos propergóis, gasolina y oxigénio líquido. O conjunto, de uns 3,4 metros de altura e 4,6 kg de peso, alcança uma altitude de 12,5 metros. A duração total do voo propulsionado será de 2,5 segundos e a velocidade máxima alcançada, 96 km/h (as distancias medem-se com um teodolito). Finalizada a sua viajem, o veículo cai a 56 metros da rampa de lançamento. A prática indica a Goddard que a configuração do foguetão não trás a estabilidade que procura e cedo a abandonará a favor da colocação do motor na parte traseira do foguetão. Uma tentativa anterior ao dia 6 de Março teve que ser abandonada por problemas técnicos. Goddard não dá nenhum tipo de publicidade á sua experiência (o ensaio só é presenciado por quatro pessoas) apesar da sua documentação para que sirva de prova para os seus patrocinadores. De facto, o inventor solicitará á Smithsonian que não publicite o evento. A sua técnica de alcançar "extremas altitudes" ainda está muito longe. Necessitará de mais dinheiro para melhorar os seus desenhos. Na espera de evoluir até que seja possível uma demonstração espectacular, os

dados exactos sobre o primeiro voo do foguetão permanecerão secretos durante 10 anos. Nesse tempo, muitos outros pioneiros lançarão os seus próprios foguetões, desconhecendo o trabalho de Goddard.

-3 de Abril de 1926: Incorporando os ensinamentos proporcionados pelo anterior e histórico lançamento, Goddard faz despegar o seu foguetão uma segunda vez. Nesta ocasião o tempo de voo prolongar-se-á até aos 4,2 segundos.

-13 de Abril de 1926: Goddard lança o seu foguetão uma terceira vez.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{kgf}/_{(kg/s)}\right) = s$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.